

ISSN 1346-7328
国総研資料 第513号
平成 21 年 1 月

国土技術政策総合研究所資料

TECHNICAL NOTE of
National Institute for Land and Infrastructure Management

No.513

January 2009

中低速移動体への RTK-GPS 適用化技術の開発に関する技術資料

金澤文彦・有村真二・湯浅直美

Application of integrated RTK-GPS/INS systems for construction machinery

Fumihiko KANAZAWA, Shinji ARIMURA, Naomi YUASA

国土交通省 国土技術政策総合研究所

National Institute for Land and Infrastructure Management
Ministry of Land, Infrastructure, Transport and Tourism, Japan

中低速移動体への RTK-GPS 適用化技術の開発に関する
技術資料

金澤文彦*, 有村真二*, 湯浅直美*

Application of integrated RTK-GPS/INS systems
for construction machinery

Fumihiko KANAZAWA*, Shinji ARIMURA*, Naomi YUASA*

概要

本研究では、平成 15 年度から平成 19 年度の 5 ヶ年において、作業用車両（建設機械等）等の中低速移動体において、連続的高精度 RTK-GPS 測位が可能となる技術基盤の構築を行った。

本資料は、RTK-GPS 測位におけるマルチパス誤差低減技術、高速初期化技術及び慣性センサ等を組み合わせた慣性航法複合技術の開発を行い、さらに準天頂衛星の利用効果の検討を行った、5 ヶ年の成果を報告するものである。

キーワード : RTK-GPS, 準天頂衛星, 中低速移動体

Synopsis

In this research, we built a technology base which enable construction machinery to continuous highly precise RTK-GPS positioning, from 2003 to 2007 (fiscal year).

This note reports that we developed the multi-path error reduction technology, the high-speed initialization technology and the inertial navigation composition technology that put inertial sensors together, in addition, examine effects of using the Quasi-Zenith Satellites System for 5 years.

Key Words : RTK-GPS, the Quasi-Zenith Satellites System,
Construction machinery

* 高度情報化研究センター 情報基盤研究室

Information Technology Division, Research Center for Advanced Information Technology

目 次

1.	はじめに	1
2.	中低速移動体への RTK-GPS 適用化検討の目的	2
2.1	衛星測位の動向	2
2.1.1	GPS 測位の方式と近代化計画	2
2.1.2	その他の GNSS の動向	3
2.1.3	準天頂衛星	4
2.2	情報化施工への GPS の適用	6
3.	情報化施工における課題	7
4.	高精度測位のための開発技術	8
4.1	マルチパス誤差低減処理	8
4.2	RTK-GPS 高速初期化处理	10
4.2.1	処理フロー	10
4.2.2	二周波搬送波位相モデルによる電離層遅延の算出	10
4.2.3	Saastamoinen モデルによる対流圏遅延の算出	12
4.2.4	躍度モデルの算出	13
4.2.5	イノベーションによるサイクルスリップの検出	24
4.2.6	観測方程式の算出	25
4.2.7	カルマンフィルタ (アンビギュイティ実数解の算出)	28
4.2.8	アンビギュイティ整数解の探索	29
4.2.9	アンビギュイティ整数解の検定	33
4.2.10	位置探索手法	35
4.2.11	移動局位置の算出	37
4.3	慣性航法複合演算処理	38
4.3.1	処理フロー	38
4.3.2	座標系の定義	39
4.3.3	慣性航法演算	41
4.3.4	誤差方程式の算出	47
4.3.5	位置オフセット処理	56
4.3.6	Loosely coupled 方式	58
4.3.7	Tightly coupled 方式	66
4.3.8	フィルタ変数の引継ぎ (切換え方式)	76
4.3.9	拡張カルマンフィルタ	78

5.	シミュレーション実験	79
5.1	高精度測位ソフトウェアの概要	79
5.1.1	模擬観測データ生成ソフトウェア	79
5.1.2	高精度測位ソフトウェア	83
5.1.3	シミュレーションソフトウェアの設計・製作	84
5.1.4	演算結果評価プログラム	90
5.2	評価項目、評価手法の検討	95
5.2.1	概要	95
5.2.2	シミュレーション設定（シミュレーションシナリオ）	95
5.2.3	評価条件	97
5.2.4	評価項目	99
5.3	高精度測位ソフトウェアを用いたシミュレーション実験	100
5.3.1	シミュレーション環境	100
5.3.2	シミュレーション条件	102
5.3.3	シミュレーション結果	108
5.4	ソフトウェアの技術的評価検証	111
5.4.1	法面段数による評価	111
5.4.2	準天頂衛星の効果	114
5.4.3	実験場所による評価	117
5.4.4	建機の種別と動きによる評価	119
5.5	まとめ	122
6.	屋外実験計画及び評価方法の検討	126
6.1	屋外実験の準備	126
6.1.1	屋外実験の概要	126
6.1.2	屋外実験の目的	126
6.2	評価項目、評価手法の検討	127
6.2.1	評価対象	127
6.2.2	評価場所	128
6.2.3	評価時間	129
6.2.4	評価項目	130
6.2.5	自動追尾型トータルステーション	131
6.3	実験場所の検討	132
6.3.1	屋外実験場所	132
6.3.2	実験の日程	134

6.4	屋外実験用の高精度測位ソフトウェアの設計・製作	136
6.4.1	ソフトウェアの概要	136
6.4.2	外部インターフェース	138
6.5	屋外実験環境の構築	140
6.5.1	建設機械への搭載環境の設定	140
6.5.2	建設機械への事前設定	145
6.6	屋外実験の実施及び実験結果の評価分析	149
6.6.1	屋外実験の準備	149
6.6.2	屋外実験の実施	154
6.6.3	屋外実験の評価・分析	159
6.7	準天頂衛星の効果	166
6.7.1	シミュレーション実験方法	166
6.7.2	シミュレーション実験結果及び評価	174
6.8	評価業務のまとめ	181

1. はじめに

平成 19 年の 5 月に地理空間情報活用推進基本法が制定され、この 3 月に基本計画が閣議決定される状況であり、国内における GPS(Global Positioning System：全地球測位システム)などの衛星測位の利用拡大が想定される。現在、国内では、カーナビゲーションで約 1800 台、携帯電話で約 3000 台が利用されており、国民生活の中に GPS は大きく普及してきている。さらに昨年 4 月より携帯電話からの緊急通報時の位置情報通知が義務付けられ、携帯電話の契約台数の増加とともに、ますます拡大すると予想される。また、産業分野においても、トラックなどの移動体やコンテナや荷物などの物流の管理や子どもや高齢者の安心安全を目的とした人の見守りシステムにも GPS を始めとする位置情報が活用されている。

今後、衛星測位の活用分野として期待され研究されている分野が、土木工事などにおける情報化施工である。情報化施工は、建設費の削減や従事者の高齢化など生産効率を悪化が予想される環境の中で、施工の効率化や品質の向上を目的としており、GPS などでリアルタイムに取得した位置情報を施工管理に活用していくシステムである。情報化施工は、海外の方が大きく普及しており、道路、空港関係の工事などに適用されている。国内での利用も空港やダムなどの上空視界が良好で大規模な造成工事の盛土の締固め管理などに利用されている。

情報化施工に利用される RTK-GPS(Real Time Kinematic：移動体高精度 GPS)測位は、cm レベルの高精度な位置特定が可能であるが、初期化が数分以上かかる場合もある。また、5 基以上の衛星からの電波を受信し続ける必要があるが、GPS は干渉や信号変動に極めて弱いため、一瞬でも電波が遮られると測位が中断され、継続して利用できないという問題もある。そのため、RTK-GPS 測位は、衛星配置や電波遮断・初期化の課題が解決されると、ロボット化や無人化の進展とあいまって高度な情報化施工が実現していくことになる。

本業務では、RTK-GPS 測位の連続的な高精度測位の技術開発による作業用車両に適用可能な高精度衛星測位の技術基盤の確立と準天頂衛星の利用効果の検討を行い、その検討業務の実施状況と研究開発成果を報告するものである。

2. 中低速移動体への RTK-GPS 適用化検討の目的

2.1 衛星測位の動向

2.1.1 GPS 測位の方式と近代化計画

GPS (Global Positioning System: 全地球測位システム) は、1970 年代に米国で開発された衛星測位システムであり、地球を周回する 30 基の衛星からの電波を利用者が受信することにより、いつでも、どこでも、リアルタイムで緯度、経度、高さ及び時刻が得られる測位・航法・タイミングシステムである。現在、米国国防総省が運用する 6 軌道面に各 4 基の衛星が配置されており、さらに予備機を含め 30 基で運用されている。現在の GPS の信号は、L1 および L2 の 2 つの搬送波を送信しており、L1 : 1575.42 MHz (波長 19.0cm)、L2 : 1227.60MHz (波長 24.4cm) である。

位置の測位方式は、単独測位と相対測位、コード測位と搬送波測位とに分けられる。コード測位は、受信機と 4 基以上の GPS 衛星との時間よりもとめた擬似距離を利用して、位置 (x, y, z) と時間 (t) を求める。そして、搬送波測位は、搬送波の位相を測定し既知の基準点との位相差を利用して位置を求める方式であり、高精度 (1 ~ 2 cm 程度) な位置測位が可能である。

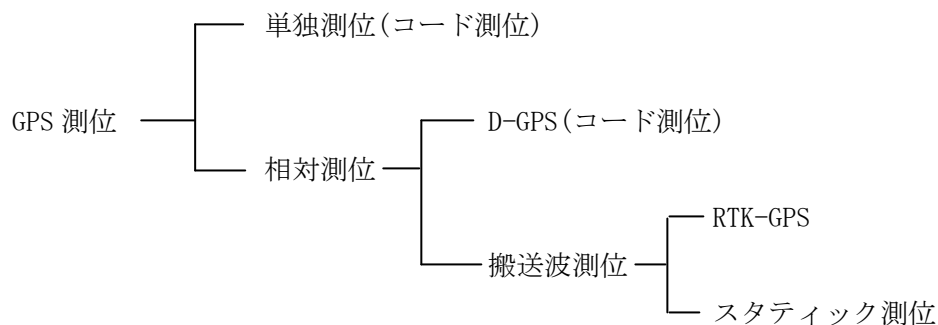


図 2.1.1-1 GPS の測位方式

また、衛星測位における測位精度は、様々な誤差要因によって影響を受ける。誤差要因には、衛星クロックの誤差、衛星軌道情報の誤差、電離層遅延、対流圏遅延、マルチパスなどがある。電離層遅延は、高度 250~400km 程度の電離層を通過時に電波搬送に遅延を発生させるものであり、昼間に大きくなる。また、対流圏遅延は、地上付近の対流圏での遅延で気圧や湿度などにより遅延量が決まる。また、仰角が低角度の衛星では、誤差量が大きくなる。さらに、建物などの反射波による誤差も大きくなる。

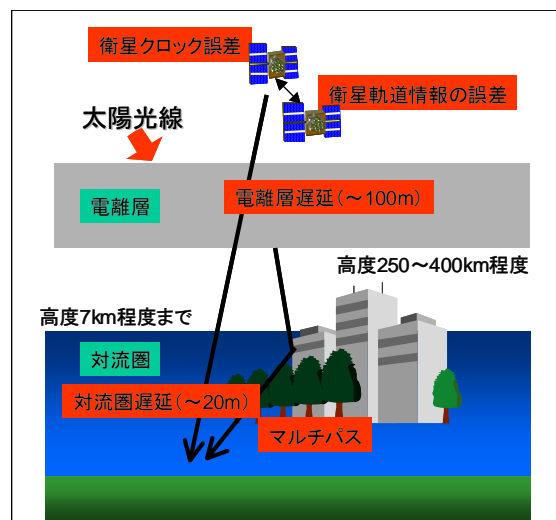


図 2.1.1.-2 GPS における誤差要因
【ENRI ホームページより】

現在、米国では GPS の近代化を進めており、世界での商用・民間への利用拡大を進めるため、新しい周波数・信号を追加する。それにより、精度の向上や効率化などが期待される。2005 年には、L2C 信号の提供を始め L2 の民間利用が可能となり、さらに、2009 年から L5 信号の送信が予定されている。

表 2.1.1-1 GPS と準天頂衛星の信号

GPS 信号	現 GPS (Block IIR まで)		GPS 近代化 (Block IIR-M)		GPS 近代化 (Block-IIF)		次世代 GPS (GPS-III)		準天頂衛星
	民生用	軍所用	民生用	軍所用	民生用	軍所用	民生用	軍所用	
L1	○	○	○	○ ◎	○	○ ◎	○ L1C◎	○ ◎	○ (◎)
L2		○	L2C◎	○ ◎	L2C◎	○ ◎	L2C◎	○ ◎	L2C◎
L5					◎		◎		◎
E6									◎

○：現在の GPS から放送されている測位信号

◎：今後新たに追加される信号

【JAXA ホームページより】

2.1.2 その他の GNSS の動向

(1) GLONASS (Global Navigation Satellite System)

ロシア連邦国防省が運営している衛星測位システムであり、衛星毎に測位信号を電波の周波数が異なっている (FDMA) のが特長である。昨年末に衛星の打ち上げに成功し、現在 14 基でロシア全地域をカバーできるようになった。信号は、L1 および L2 を送信しており、08 年には L3 を追加予定である。また、今後 24 基まで打上げ予定であり、全世界のカバーを目指している。

すでに GPS と GLONASS が同時に受信できる受信機が発売されており、GPS のみで測位できない時間帯の補完としても利用されている。

(2) Galileo

EU および宇宙開発組織である欧州宇宙機関 (ESA: European Space Agency) が計画しており、既に衛星の打ち上げを進めている。Galileo 計画は、GPS からの独立と共に GPS や GLONASS との相互運用を可能としている。また、GPS や GLONASS と異なり、軍事利用を目的としておらず、初期から商用サービスを目的として進められている。現在、Galileo 衛星は、3 軌道 30 基の衛星の打ち上げを進めており、信号は、L1、E5、E6 を送信計画である。

この Galileo 計画には、ヨーロッパの各国のみで無く中国などのアジア各国も参画しており、2011 年のサービス開始を目指している。

(3)GNSS(Global Navigation Satellite System)の比較

GLONASSやGalileo以外にも、中国の北斗などの計画が進められており、また、韓国なども準天頂衛星への参画も検討しているなど、衛星測位への期待と利用拡大はますます高まっている。GPS、Galileo、Galileoだけでも80基の衛星が配置され、衛星測位が可能な場所や時間は拡大していき、公共・民間分野とも様々な利用の拡大が想定される。主なGNSSの概要を表2.2.1-2に纏めた。

表 2.1.2-2 GNSSの基本情報

	GPS	GLONASS	Galileo	準天頂衛星
運用国	米国	ロシア	欧州	日本
衛星数	24基+予備	24基	30基	3基
軌道	軌道数：6軌道 軌道傾斜角：55° 高度：20,200km	軌道数：3軌道 軌道傾斜角：65° 高度：19,100km	軌道数：3軌道 軌道傾斜角：56° 高度：23,600km	軌道数3軌道 軌道傾斜角：45° 高度：35,800km
信号	L1	◎(1575.42MHz)	◎ (1592-1610MHz)	○(1575.42MHz)
	L2	◎(1227.6MHz)	◎ (1239-1254MHz)	○(1227.6MHz)
	L3		○	
	L5	○(1176.45MHz)		
	E5			○(1176.45MHz) (1201.5MHz)
	E6			○ (1260-1300MHz)
	LEX			
対象エリア	地球全域	14基：ロシア 24基：地球全域	地球全域	日本周辺

信号・・・ ◎：現在、送信中の信号 ○：今後の計画

2.1.3 準天頂衛星(QZSS: Quasi-Zenith Satellites System)

GPSなど全地球をカバーする衛星測位システムとは異なり、日本を中心とした限定した地域向けの衛星測位システムである。日本付近では、常に天頂(仰角70°以上)に1基以上の衛星が配置され、山間部や都市部のビル街でも、山や建物に影響されずに衛星が捕捉できる測位環境を提供する。準天頂衛星1基での天頂での滞在時間が約8時間程度であるため、3基による運用が予定されている。図2.1.3-1に示したように、軌道は、赤道上の静止衛星

の軌道から約45度傾斜した軌道であり、地球の自転と共に衛星が角度を変えて行くため、地球上から見た軌道は8字型となる。現在、2009年に1号機の打上げを目指しており、実証の評価後に2号機、3号機の打上げが計画されている。

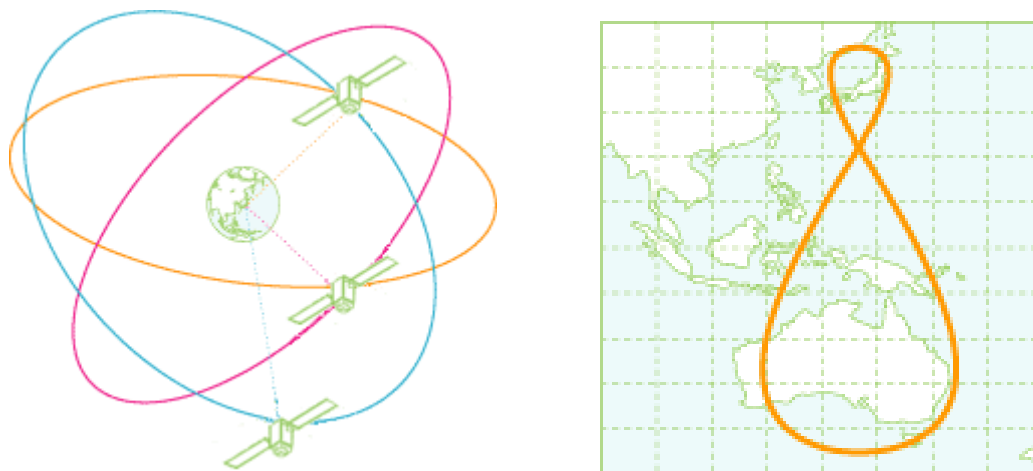


図 2.1.3-1 準天頂衛星の軌道 [JAXA ホームページより]

準天頂衛星は、表 2.1.2-2 に示したように、GPS 衛星測位と互換性を持つ信号を採用しており、「GPS の補完」と「GPS の補強」の2つの機能がある。GPS の補完機能は、GPS 衛星が4基以上見えない場所でも準天頂衛星をあたかももう1つのGPS衛星として、GPS衛星の信号とともに準天頂衛星の信号を合せて利用して測位を可能とする。また、GPS の補強は、準天頂衛星により補正情報（基準点の情報など）を送信し、高精度な測位や基準点なしでの測位が実現でき、効率化などにつながる。この補正情報は、現在 L1-SAIF や LEX 信号を利用する送信方法が研究開発されている。

2.2 情報化施工への GPS の適用

衛星測位の活用分野として情報化施工があるが、今後拡大していくと考えられている。情報化施工は、GPS や CAD、無線通信、センサなどの技術を活用して、建設機械での施工を支援する次世代の施工管理システムである。情報化施工により、施工の効率化、品質の向上、安全性の確保、環境保全など様々な効果が期待されている。

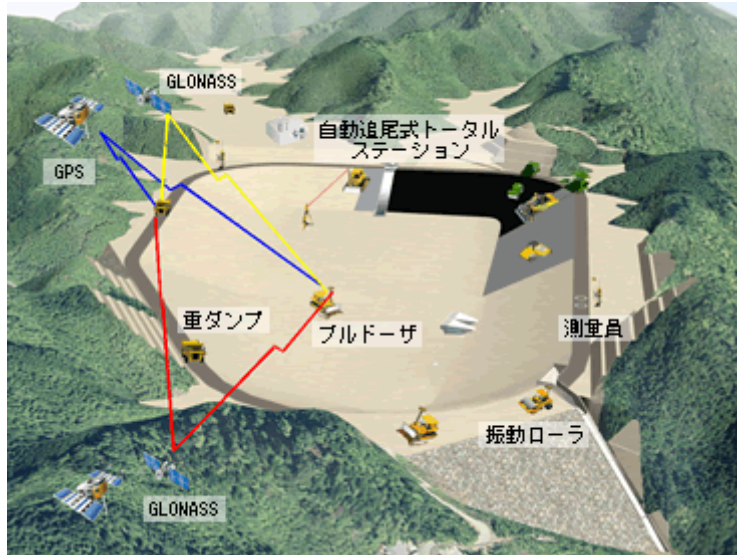


図 2.2-1 情報化施工のイメージ [鹿島建設(株)ホームページより]

その中で、GPS を用いて建設機械の位置を正確に把握する事で、丁張りなしでの施工や1人での施工などが可能となり、工事の効率化や品質向上につながっている。現在は、ショベルでの切り土・盛土の法面形成、ローラーでの転圧管理、ブルドーザーでの敷均し・まき出し、グレーダーでの路床仕上げ・砂利敷均しなど、多種の建設機械に適用されている。この場合、GPS のみでなく、センサの利用や2台の GPS を搭載しており、また、建設機械外に追尾型トータルステーションやレーザを設置して位置を正確に把握している。

しかし、国内では情報化施工の利用はあまり進んでいない。山間部や都市部などでは電波の遮蔽があるため、GPS 測位が困難な場面が多くなっているため、情報化施工できる時間が短かったり、施工途中で利用できなくなったりしており、施工業者は利用する範囲を限定している。さらに、RTK-GPS は装置が非常に高価であり、導入費用の増大も利用拡大の妨げになっている。

3. 情報化施工における課題

RTK-GPS を利用した情報化施工では、図 3.1-1 に示すように、利用可能な範囲や時間が短くなる理由として、

- ①他の建機や建物によるマルチパス（反射波）による位置誤差が増大
- ②GPS 受信機内のサイクルスリップによる位置誤差が増大
- ③RTK-GPS 初期化時間に数十秒～数分必要で、効率が低下
- ④電波遮蔽が多い山間部では連続した RTK-GPS 測位は困難

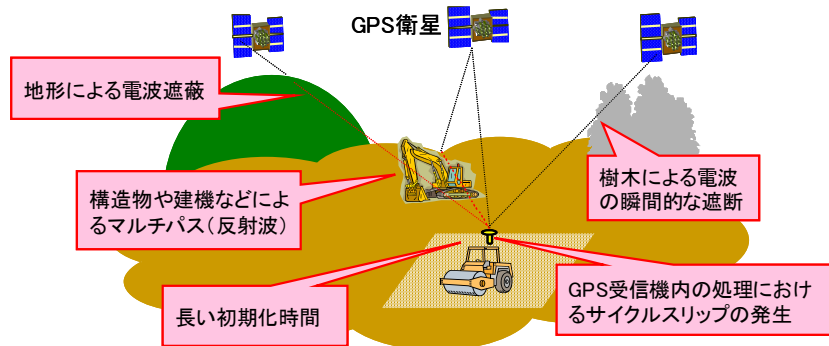


図 3.1-1 情報化施工における RTK-GPS の課題

などが上げられる。連続しての利用が困難な場所が多く、利用範囲や時間を限定しての利用となり、情報化施工は普及していないのが現状である。

そのため、本研究では、情報化施工における RTK-GPS の技術的課題を解決する手法の開発を行った。

本研究では、平成 16 年度から平成 18 年度にわたり、

- ①マルチパス誤差(劣化信号)低減技術の開発
- ②RTK-GPS 高速初期化技術の開発
- ③慣性航法複合技術の開発

を行い、開発したアルゴリズムを高精度測位ソフトウェアとして開発し、平成 18 年度にはシミュレーション実験、平成 19 年度には屋外実験を行い、開発技術の評価を行った。

4. 高精度測位のための開発技術

4.1 マルチパス誤差低減処理

マルチパスの検出処理内容を以下に示す。

(1) 機能

マルチパス誤差が含まれた GPS 衛星を検出する。

(2) アルゴリズム

一般に障害物によって反射・回折された GPS 信号（劣化信号）は、直接波と比較して信号強度が低くなる傾向を持つ。この特徴を利用して劣化信号を特定し除去する。

具体的なアルゴリズムは、

$SS_{oba}(t)$: 移動局側で受信した衛星信号の信号強度の観測値

$EV_{oba}(t)$: 移動局側で受信した衛星の仰角の計算値

$SS_{ref}(\theta)$: 信号強度を衛星仰角 θ の変数として表した関数
とすると、

$$SS_{DIFF}(t) = SS_{ref}(EV_{oba}(t)) - SS_{oba}(t) \quad (4.1-1)$$

と表すことができる。

受信している各衛星に対して、1 エポック（1 回のデータ取得）毎に、式(4.1-1) より $SS_{DIFF}(t)$ を計算し、その値があらかじめ定めた閾値よりも大きい場合は、その衛星の信号は劣化信号と判断して測位計算から除外する。劣化信号除去手法処理部の処理フローを図 4.1-1 に示す

ステップ 1: 別の処理部から、信号強度・衛星仰角データ・衛星使用フラグを読み込む。

ステップ 2: 読み込んだ仰角データから $SS_{ref}(EV_{oba}(t))$ の値を計算する。

ステップ 3: $SS_{DIFF}(t)$ の値を計算する。

ステップ 4: $SS_{DIFF}(t)$ と設定した閾値とを比較し、閾値以上であれば衛星使用フラグを変更し、測位計算に使用する衛星から取り除く。

ステップ 5: 衛星使用フラグを測位計算ルーチンに渡す。

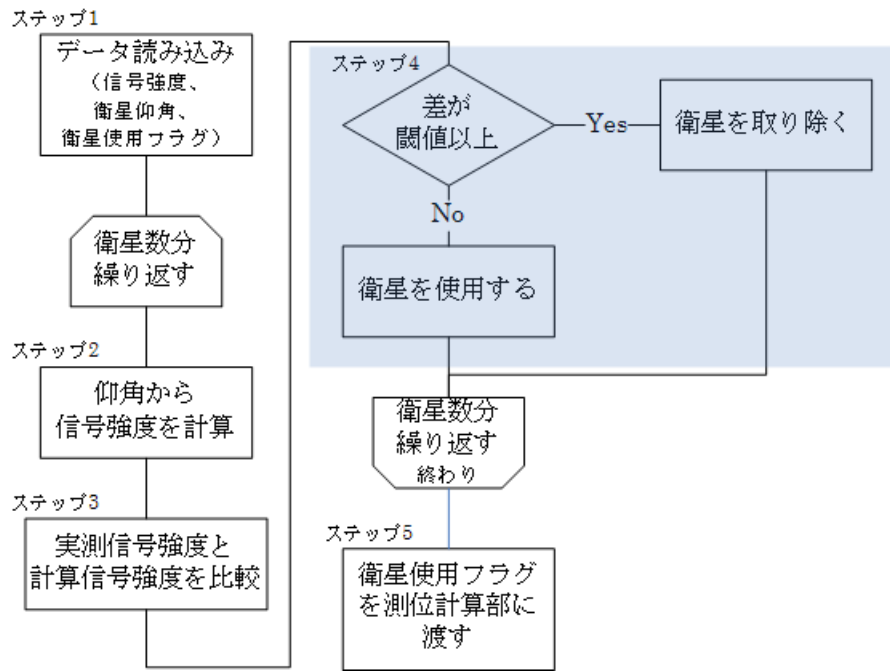


図 4.1-1 マルチパスデータ除去フロー

劣化信号除去手法処理部の外部インターフェースを表 4.1-1 に示す。

表 4.1-1 外部インターフェース

区分	項目	内容
入力	信号強度	受信機が出力する信号強度
入力	衛星仰角	衛星位置とアンテナ位置から計算することが出来る。
入力	衛星使用フラグ	劣化信号除去により衛星信号を除去するかのフラグ
出力	衛星使用フラグ	劣化信号除去により衛星信号を除去するかのフラグ

4.2 RTK-GPS 高速初期化処理

4.2.1 処理フロー

RTK-GPS 高速初期化技術の処理内容について説明する。高速初期化のための技術を機能とアルゴリズムについて以下に説明する。

RTK-GPS の処理フローを図 4.2.1-1 に示す。

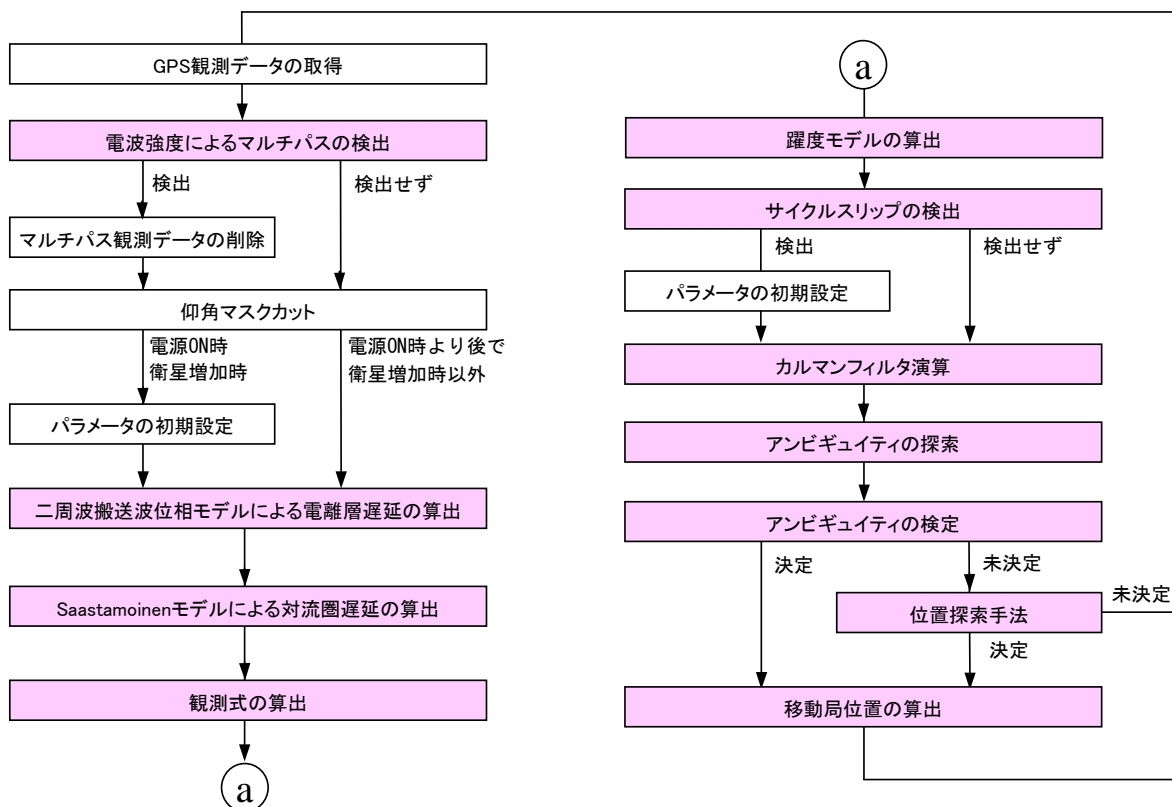


図 4.2.1-1 RTK-GPS 処理フロー

4.2.2 二周波搬送波位相モデルによる電離層遅延の算出

二周波搬送波位相モデルの算出内容を以下に示す。

(1) 機能

電離層遅延誤差をカルマンフィルタで推定するために、二周波搬送波位相モデルを構築する。

(2) アルゴリズム

電離層モデルの算出値は予測値であるため、実際と異なってしまうと、アンビギュイテ

ィに誤差が常に残留してしまい、アンビギュイティを決定することができない。そこで、観測データをもとに電離層遅延量を算出するモデルを考え、電離層遅延推定量を真値に収束させ、アンビギュイティを高速に決定できるようにする。

電離層遅延を算出できる観測データとして擬似距離と搬送波位相がある。擬似距離は 0.5m 程度の受信機雑音を含んでいるとされており、これを用いて計算すると、式(4.2.2-1)に示すように、電離層遅延量に約 1m の雑音 $\varepsilon_{\rho,l}$ が含まれてしまう。ここで、 f_1 及び f_2 は L1 帯及び L2 帯搬送波の周波数、 $\varepsilon_{\rho,r}$ は擬似距離の受信機雑音である。

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\rho,l} &= \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \sqrt{\varepsilon_{\rho,r}^2 + \varepsilon_{\rho,r}^2} \\ &= \frac{(120 \times 1.023 \times 10^7)^2}{(154 \times 1.023 \times 10^7)^2 - (120 \times 1.023 \times 10^7)^2} \sqrt{0.5^2 + 0.5^2} \\ &\cong 1.09\end{aligned}\tag{4.2.2-1}$$

一方、搬送波位相の受信機雑音は 0.002m 程度とされているため、これを用いて計算しても、式(4.2.2-2)に示すように、電離層遅延量に 0.004m 程度の雑音しか含まれない。ここで、 $\varepsilon_{\phi,r}$ は擬似距離の受信機雑音である。

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\phi,l} &= \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \sqrt{\varepsilon_{\phi,r}^2 + \varepsilon_{\phi,r}^2} \\ &= \frac{(120 \times 1.023 \times 10^7)^2}{(154 \times 1.023 \times 10^7)^2 - (120 \times 1.023 \times 10^7)^2} \sqrt{0.002^2 + 0.002^2} \\ &\cong 0.004\end{aligned}\tag{4.2.2-2}$$

以上の理由から、受信機雑音が小さい搬送波位相を用いて、電離層遅延を求めることにする。

L1 帯及び L2 帯搬送波位相は式(4.2.2-3)及び式(4.2.2-4)で表される。ここで、 k はエポック、 λ_i は Li 帯 ($i=1,2$) 搬送波の波長、 $\varphi_{Li ku}^{1q}$ は二重位相差、 r_{ku}^{1q} は衛星と受信機間の距離の二重差、 δr_{ku}^{1q} は擬似距離方向の衛星位置誤差の二重差、 $I_{Li ku}^{1q}$ は Li 帯搬送波の電離層遅延二重差、 T_{ku}^{1q} は対流圏遅延二重差、 $N_{Li ku}^{1q}$ は衛星番号 1 と q の Li 帯搬送波二重位相差のアンビギュイティ、 $\varepsilon_{\phi_{Li ku}}^{1q}$ は Li 帯搬送波位相の観測雑音、 q は衛星番号である。

$$\lambda_1 \varphi_{L1 ku}^{1q}(k) = r_{ku}^{1q}(k) + \delta r_{ku}^{1q}(k) - I_{L1 ku}^{1q}(k) + T_{ku}^{1q}(k) + \lambda_1 N_{L1 ku}^{1q}(k) + \lambda_1 \varepsilon_{\phi_{L1 ku}}^{1q}(k)$$

(4. 2. 2-3)

$$\lambda_2 \phi_{L2ku}^{1q}(k) = r_{ku}^{1q}(k) + \delta r_{ku}^{1q}(k) - I_{L2ku}^{1q}(k) + T_{ku}^{1q}(k) + \lambda_2 N_{L2ku}^{1q}(k) + \lambda_2 \varepsilon_{\phi_{L2ku}}^{1q}(k)$$

(4. 2. 2-4)

式(4. 2. 2-3)と式(4. 2. 2-4)を引き算することにより、式(4. 2. 2-5)及び式(4. 2. 2-6)を得ることができる。

$$\lambda_1 \phi_{L1ku}^{1q}(k) - \lambda_2 \phi_{L2ku}^{1q}(k) = -I_{L1ku}^{1q}(k) + I_{L2ku}^{1q}(k) + \lambda_1 N_{L1ku}^{1q}(k) - \lambda_2 N_{L2ku}^{1q}(k) + \varepsilon_{ku}^{1q}(k)$$

(4. 2. 2-5)

$$\varepsilon_{ku}^{1q}(k) = \lambda_1 \varepsilon_{\phi_{L1ku}}^{1q}(k) - \lambda_2 \varepsilon_{\phi_{L2ku}}^{1q}(k)$$

(4. 2. 2-6)

一方、 Li 帯搬送波の電離層遅延 I_{Li} は式(4. 2. 2-7)で表される。ここで、 TEC は総電子数である。

$$I_{Li} = \frac{40.3 \cdot TEC}{f_i^2}$$

(4. 2. 2-7)

式(4. 2. 2-5)及び式(4. 2. 2-7)により、 $L1$ 帯搬送波の電離層遅延二重差は式(4. 2. 2-8)のように表される。

$$I_{L1ku}^{1q}(k) = \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} (\lambda_1 \phi_{L1ku}^{1q}(k) - \lambda_2 \phi_{L2ku}^{1q}(k) - \lambda_1 N_{L1ku}^{1q}(k) + \lambda_2 N_{L2ku}^{1q}(k))$$

(4. 2. 2-8)

$L1$ 帯搬送波の電離層遅延二重差の観測量は推定の前に求める必要があるため、アンビギュイティ実数解の一段予測量を用いることにする。以上のこと及び式(4. 2. 2-8)をもとに、 $L1$ 帯搬送波の電離層遅延二重差の観測量 I_{L1ku}^{1q} を式(4. 2. 2-9)のように表すことにする。ここで、 $N_{Liku}^{1q}(k|k-1)$ は二重位相差のアンビギュイティ実数解の一段予測量である。

$$I_{L1ku}^{1q}(k) = \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} (\lambda_1 \phi_{L1ku}^{1q}(k) - \lambda_2 \phi_{L2ku}^{1q}(k) - \lambda_1 N_{L1ku}^{1q}(k|k-1) + \lambda_2 N_{L2ku}^{1q}(k|k-1))$$

(4. 2. 2-9)

式(4. 2. 2-9)を用いて、電離層遅延二重差を求めるモデルを二周波搬送波位相モデルを構築する。

4. 2. 3 Saastamoinen モデルによる対流圏遅延の算出

Saastamoinen モデルの算出内容を以下に示す。

(1) 機能

対流圏遅延誤差をカルマンフィルタで推定するために、Saastamoinen モデルを構築する。

(2) アルゴリズム

SaastamoinenモデルはGPSの観測点における温度、気圧、湿度を与えて対流圏遅延を計算するモデル式である。そこで、対流圏遅延量は、

$$T_{trop} = \frac{2.277 \times 10^{-3} \left\{ P + \left(\frac{1255}{T} + 0.05 \right) e - \tan 2\lambda \right\}}{\cos \lambda} \quad (4.2.3-1)$$

となる。ただし、

λ : 衛星の天頂角[rad]

P : 気圧[hPa]

T : 気温($K^\circ = C^\circ + 273.15$) [K]

e : 水蒸気分圧[hPa]

である。ここで、水蒸気分圧 e は、相対湿度 RH [%]から

$$e = 6.108(RH/100) \exp\left\{ \frac{(17.15T - 4684)}{T - 38.45} \right\}$$

で求める。

4.2.4 躍度モデルの算出

カルマンフィルタで位置を推定するための状態方程式のモデル式として躍度モデルを適用する。以下に算出内容を示す。

(1) 機能

躍度モデルを組み込んだカルマンフィルタの状態方程式の算出を行う。

(2) アルゴリズム

カルマンフィルタにおける予測精度を向上させるため、躍度が一次マルコフ過程であると仮定した運動モデル（躍度モデル）を考える。このとき、躍度 $\gamma(t)$ は式(4.2.4-1)のように表される。ここで、 α は躍度の時定数の逆数である。

$$\dot{\gamma}(t) = -\alpha\gamma(t) + w(t) \quad (4.2.4-1)$$

連続型状態方程式は式(4.2.4-2)～式(4.2.4-8)で表される。ここで、雑音 $w(t)$ は平均0、分散 I の標準正規分布に従うものとし、 $r(t) \in R^3$ は移動局位置、 $v(t) \in R^3$ は移動局速度、 $a(t) \in R^3$ は移動局加速度、 $\gamma(t) \in R^3$ は移動局躍度、 m は衛星数、 σ_w はシステム雑音の標準偏差、 $\sigma_{N_{Li}}$ は Li 帯搬送波二重位相差のアンビギュイティの標準偏差、 $\sigma_{I_{Li}}$ は電離層遅延二重差の標準偏差、 σ_T は対流圏遅延二重差の標準偏差、 $N_{Liku}^{1q}(t)$ は Li 帯($i=1,2$)搬送波二重位相差のアンビギュイティ、 $I_{Liku}^{1q}(t)$ は $L1$ 帯搬送波の電離層遅延二重差、 $T_{ku}^{1q}(t)$ は対流圏遅延二重差、 q は衛星番号、 m は衛星数である。

$$\dot{\eta}(t) = F\eta(t) + Gw(t) \quad (4.2.4-2)$$

$$\begin{aligned}\eta(t) &\equiv \begin{bmatrix} r^T(t) & v^T(t) & a^T(t) & \gamma^T(t) & N_{L1}^T(t) & N_{L2}^T(t) & I_{L1}^T(t) & T^T(t) \end{bmatrix}^T \\ &= \begin{bmatrix} \xi^T(t) & N^T(t) & I_{L1}^T(t) & T^T(t) \end{bmatrix}^T\end{aligned}\quad (4.2.4-3)$$

$$F = \begin{bmatrix} O & I & O & O & O & O & O & O \\ O & O & I & O & O & O & O & O \\ O & O & O & I & O & O & O & O \\ O & O & O & -\alpha I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \end{bmatrix}\quad (4.2.4-4)$$

$$G = \begin{bmatrix} O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & \sigma_w I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \sigma_{N_{L1}} I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \sigma_{N_{L2}} I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \sigma_{I_{L1}} I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \sigma_T I \end{bmatrix}\quad (4.2.4-5)$$

$$N_{Li}(t) = \begin{bmatrix} N_{Liku}^{12}(t) & N_{Liku}^{13}(t) & \cdots & N_{Liku}^{1m}(t) \end{bmatrix}^T\quad (4.2.4-6)$$

$$I_{L1}(t) = \begin{bmatrix} I_{L1ku}^{12}(t) & I_{L1ku}^{13}(t) & \cdots & I_{L1ku}^{1m}(t) \end{bmatrix}^T\quad (4.2.4-7)$$

$$T(t) = \begin{bmatrix} T_{ku}^{12}(t) & T_{L1ku}^{13}(t) & \cdots & T_{ku}^{1m}(t) \end{bmatrix}^T\quad (4.2.4-8)$$

躍度 $\gamma(k)$ に関する相関関数の代表的なモデルは式(4.2.4-9)で表される。ここで、 σ_γ^2 は躍度の分散である。

$$r(\tau) = E[\gamma(t)\gamma(t+\tau)] = \sigma_\gamma^2 e^{-\alpha|\tau|}\quad (4.2.4-9)$$

図4.2.4-1のように躍度の確率分布を設定する。図4.2.4-1において $P_\gamma(\gamma)$ は躍度の確率、 Γ_{\max} は躍度の最大値である。図4.2.4-1に示す躍度の確率分布は、加速度が一次マルコフ過程である Singer モデルの加速度の確率分布を参考にして、離散分布と連続分布を取り入れたものである。躍度の分散を求めると、式(4.2.4-10)のように表される。

$$\begin{aligned}
\sigma_\gamma^2 &= P_{\max} \Gamma_{\max}^2 + P_{\max} (-\Gamma_{\max}^2) + 2 \int_0^{\Gamma_{\max}} \frac{1 - (P_0 + 2P_{\max})}{2\Gamma_{\max}} \gamma^2 d\gamma \\
&= \frac{\Gamma_{\max}^2}{3} (1 + 4P_{\max} - P_0)
\end{aligned} \tag{4.2.4-10}$$

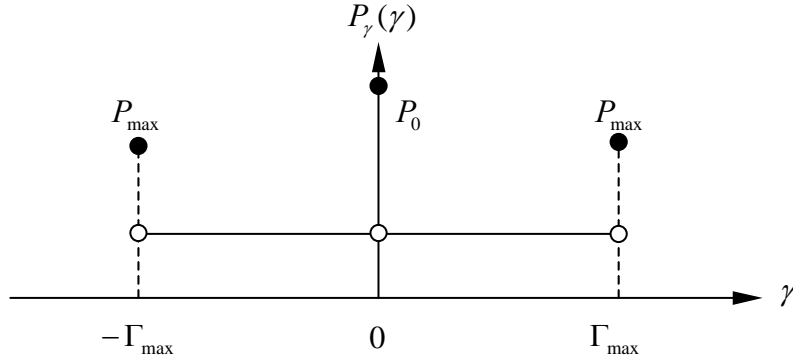


図 4.2.4-1 躍度の確率分布

式(4.2.4-9)の相関関数 $r(\tau)$ をフーリエ変換すると、式(4.2.4-11)のように展開できる。

$$\begin{aligned}
R(\omega) &= \mathfrak{F}\{r(\tau)\} \\
&= \mathfrak{F}\{\sigma_a^2 e^{-\alpha|\tau|}\} \\
&= \int_{-\infty}^{\infty} \sigma_\gamma^2 e^{-\alpha|\tau|} e^{-j\omega\tau} d\tau \\
&= \int_{-\infty}^0 \sigma_\gamma^2 e^{\alpha\tau} e^{-j\omega\tau} d\tau + \int_0^{\infty} \sigma_\gamma^2 e^{-\alpha\tau} e^{-j\omega\tau} d\tau \\
&= \sigma_\gamma^2 \left\{ \int_0^{\infty} e^{\alpha\tau'} e^{j\omega\tau'} (-1) d\tau' + \int_0^{\infty} e^{-\alpha\tau} e^{-j\omega\tau} d\tau \right\} \\
&= \sigma_\gamma^2 \left\{ \int_0^{\infty} e^{(j\omega-\alpha)\tau} d\tau + \int_0^{\infty} e^{-(j\omega+\alpha)\tau} d\tau \right\} \\
&= \sigma_\gamma^2 \left\{ \frac{-1}{-\alpha + j\omega} + \frac{-1}{-(\alpha + j\omega)} \right\} \\
&= \frac{2\alpha\sigma_\gamma^2}{\alpha^2 + \omega^2} \\
&= \frac{1}{j\omega + \alpha} \cdot \frac{1}{-j\omega + \alpha} \cdot 2\alpha\sigma_\gamma^2 \\
&= H(j\omega)H(-j\omega)S(\omega)
\end{aligned} \tag{4.2.4-11}$$

ここで、 $H(j\omega)$ 、 $S(\omega)$ は式(4.2.4-12)及び式(4.2.4-13)のように表される。

$$H(j\omega) = \frac{1}{j\omega + \alpha} \tag{4.2.4-12}$$

$$S(\omega) = 2\alpha\sigma_\gamma^2 \tag{4.2.4-13}$$

システム雑音の分散 σ_w^2 を用いて、式(4.2.4-14)を得ることができる。

$$\sigma_w^2 = 2\alpha\sigma_\gamma^2 \quad (4.2.4-14)$$

式(4.2.4-2)の解 $\eta(t)$ に対して、関数 $e^{-Ft}\eta(t)$ を考え、伊藤の連鎖則を適用すると、式(4.2.4-15)を得ることができる。ここで、 $\Phi(t, \alpha)$ は状態遷移行列、 $u(t)$ はシステム雑音である。

$$\eta(t) = e^{Ft}\eta_0 + \int_0^t e^{F(t-\tau)}Gw(\tau)d\tau \quad (4.2.4-15)$$

$$\Phi(t, \alpha) = e^{Ft} \quad (4.2.4-16)$$

$$u(t) = \int_0^t e^{F(t-\tau)}Gw(\tau)d\tau \quad (4.2.4-17)$$

共分散関数を計算すると、式(4.2.4-18)のようになる。

$$\begin{aligned} \text{var}[\eta(t)] &= \left(\int_0^t e^{F(t-\tau)}Gw(\tau)d\tau \right) \left(\int_0^t w^T(t)G^T e^{F^T(t-\tau)} dt \right) \\ &= \int_0^t e^{F(t-\tau)}GQ_wG^T e^{F^T(t-\tau)} d\tau \end{aligned} \quad (4.2.4-18)$$

ここで、 Q_w は式(4.2.4-19)で表される。

$$\begin{aligned} Q_w &= E[w(\tau)w^T(k)] \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix} \delta(\tau - k) \end{aligned} \quad (4.2.4-19)$$

式(4.2.4-20)に示すように、逆ラプラス変換を用いて、状態遷移行列 $\Phi(t, \alpha)$ を求めていく。

$$\begin{aligned} \Phi(t, \alpha) &= e^{Ft} \\ &= L^{-1}\{(sI - F)^{-1}\} \end{aligned} \quad (4.2.4-20)$$

$(sI - F)$ の逆行列を計算するために、式(4.2.4-21)及び式(4.2.4-22)に示すように、 $(sI - F)$ の固有値を求める。

$$\det(\lambda I - F) = 0$$

$$\begin{vmatrix} \lambda I & -I & O & O & O & O & O & O \\ O & \lambda I & -I & O & O & O & O & O \\ O & O & \lambda I & -I & O & O & O & O \\ O & O & O & \lambda I + \alpha I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \lambda I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \lambda I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \lambda I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \lambda I \end{vmatrix} = 0 \quad (4.2.4-21)$$

$$\lambda^7(\lambda + \alpha) = 0$$

$$\lambda = \{0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, -\alpha\} \quad (4.2.4-22)$$

固有値及び余因子行列を用いて、式(4.2.4-23)に示すように、 $(sI - F)$ の逆行列を求めていく。

$$(sI - F)^{-1} = \frac{1}{s^4(s + \alpha)} \begin{bmatrix} s^3(s + \alpha)I & s^2(s + \alpha)I & s(s + \alpha)I & sI & O & O & O & O \\ O & s^3(s + \alpha)I & s^2(s + \alpha)I & s^2I & O & O & O & O \\ O & O & s^3(s + \alpha)I & s^3I & O & O & O & O \\ O & O & O & s^3I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & s^3(s + \alpha)I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & s^3(s + \alpha)I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & s^3(s + \alpha)I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & s^3(s + \alpha)I \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{1}{s}I & \frac{1}{s^2}I & \frac{1}{s^3}I & \frac{1}{s^3(s + \alpha)}I & O & O & O & O \\ O & \frac{1}{s}I & \frac{1}{s^2}I & \frac{1}{s^2(s + \alpha)}I & O & O & O & O \\ O & O & \frac{1}{s}I & \frac{1}{s(s + \alpha)}I & O & O & O & O \\ O & O & O & \frac{1}{s + \alpha}I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \frac{1}{s}I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \frac{1}{s}I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \frac{1}{s}I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \frac{1}{s}I \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{1}{s}I & \frac{1}{s^2}I & \frac{1}{s^3}I & \left\{ \frac{1}{\alpha^3} \frac{1}{s} - \frac{1}{\alpha^2} \frac{1}{s^2} + \frac{1}{\alpha} \frac{1}{s^3} - \frac{1}{\alpha^3} \frac{1}{s+\alpha} \right\} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{s}I & \frac{1}{s^2}I & \left\{ -\frac{1}{\alpha^2} \frac{1}{s} + \frac{1}{\alpha} \frac{1}{s^2} + \frac{1}{\alpha^2} \frac{1}{s+\alpha} \right\} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{s}I & \left\{ \frac{1}{\alpha} \frac{1}{s} - \frac{1}{\alpha} \frac{1}{s+\alpha} \right\} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{s+\alpha} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{s}I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{s}I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{s}I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{s}I \end{bmatrix} \quad (4.2.4-23)$$

式(4.2.4-23)を逆ラプラス変換し、観測データのサンプリング間隔を Δt とし、離散化すると、状態遷移行列 $\Phi(t, \alpha)$ は式(4.2.4-24)のようになる。

$$\begin{aligned} \Phi(\Delta t, \alpha) &= e^{Ft} \\ &= L^{-1} \left\{ (sI - F)^{-1} \right\} \\ &= \begin{bmatrix} I & \Delta t I & \frac{1}{2} \Delta t^2 I & \frac{1}{\alpha^3} \left(1 - \alpha \Delta t + \frac{\alpha^2}{2} \Delta t^2 - e^{-\alpha \Delta t} \right) I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & \Delta t I & \frac{1}{\alpha^2} (-1 + \alpha \Delta t + e^{-\alpha \Delta t}) I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & \frac{1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha \Delta t}) I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & e^{-\alpha \Delta t} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix} \\ & \quad (4.2.4-24) \end{aligned}$$

式(4.2.4-17)をもとにシステム雑音 $u(k)$ は式(4.2.4-25)のように展開できる。但し、離散型で表現した。

$$\begin{aligned}
u(k) &= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} e^{F((k+1)\Delta t-t, \alpha)} Gw(t) dt \\
&= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \begin{bmatrix} I & \{(k+1)\Delta t-t\}I & \frac{1}{2}\{(k+1)\Delta t-t\}^2 I & \frac{1}{\alpha^3} \left[1 - \alpha\{(k+1)\Delta t-t\} + \frac{\alpha^2}{2}\{(k+1)\Delta t-t\}^2 - e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}} \right] I & O & O & O & O \\ O & I & \{(k+1)\Delta t-t\}I & \frac{1}{\alpha^2} \left[-1 + \alpha\{(k+1)\Delta t-t\} + e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}} \right] I & O & O & O & O \\ O & O & I & \frac{1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}}) I & O & O & O & O \\ O & O & O & e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}} I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O & I \end{bmatrix} \\
&\quad \begin{bmatrix} O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & \sigma_w I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \sigma_{N_{L1}} I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \sigma_{N_{L2}} I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \sigma_{I_{L1}} I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \sigma_T I \end{bmatrix} w(t) dt \\
&= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \begin{bmatrix} O & O & O & \frac{\sigma_w}{\alpha^3} \left[1 - \alpha\{(k+1)\Delta t-t\} + \frac{\alpha^2}{2}\{(k+1)\Delta t-t\}^2 - e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}} \right] & O & O & O & O \\ O & O & O & \frac{\sigma_w}{\alpha^2} \left[-1 + \alpha\{(k+1)\Delta t-t\} + e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}} \right] I & O & O & O & O \\ O & O & O & \frac{\sigma_w}{\alpha} (1 - e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}}) I & O & O & O & O \\ O & O & O & \sigma_w e^{-\alpha\{(k+1)\Delta t-t\}} I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \sigma_{N_{L1}} I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \sigma_{N_{L2}} I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \sigma_{I_{L1}} I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \sigma_T I \end{bmatrix} w(t) dt \\
\end{aligned} \tag{4.2.4-25}$$

式(4.2.4-25)をもとにシステム雑音 $u(k)$ の共分散行列 $Q(k)$ を式(4.2.4-26)～式(4.2.4-30)のように展開できる。

$$\begin{aligned}
Q(k) &= E[u(k)u^T(k)] \\
&= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \begin{bmatrix} O & O & O & \sigma_w a I & O & O & O & O \\ O & O & O & \sigma_w b I & O & O & O & O \\ O & O & O & \sigma_w c I & O & O & O & O \\ O & O & O & \sigma_w d I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \sigma_{N_{L1}} I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \sigma_{N_{L2}} I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \sigma_{I_{L1}} I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \sigma_T I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & I \end{bmatrix} \\
&= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \begin{bmatrix} O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ O & O & O & O & O & O & O & O \\ \sigma_w a I & \sigma_w b I & \sigma_w c I & \sigma_w d I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \sigma_{N_{L1}} I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \sigma_{N_{L2}} I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \sigma_{I_{L1}} I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \sigma_T I \end{bmatrix} dt \\
&= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \begin{bmatrix} \sigma_w^2 a^2 I & \sigma_w^2 a b I & \sigma_w^2 a c I & \sigma_w^2 a d I & O & O & O & O \\ \sigma_w^2 a b I & \sigma_w^2 b^2 I & \sigma_w^2 b c I & \sigma_w^2 b d I & O & O & O & O \\ \sigma_w^2 a c I & \sigma_w^2 b c I & \sigma_w^2 c^2 I & \sigma_w^2 c d I & O & O & O & O \\ \sigma_w^2 a d I & \sigma_w^2 b d I & \sigma_w^2 c d I & \sigma_w^2 d^2 I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & \sigma_{N_{L1}}^2 I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & \sigma_{N_{L2}}^2 I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & \sigma_{I_{L1}}^2 I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & \sigma_T^2 I \end{bmatrix} dt
\end{aligned}
\tag{4.2.4-26}$$

$$a = \frac{1}{\alpha^3} \left[1 - \alpha \{(k+1)\Delta t - t\} + \frac{\alpha^2}{2} \{(k+1)\Delta t - t\}^2 - e^{-\alpha \{(k+1)\Delta t - t\}} \right] \tag{4.2.4-27}$$

$$b = \frac{1}{\alpha^2} \left[-1 + \alpha \{(k+1)\Delta t - t\} + e^{-\alpha \{(k+1)\Delta t - t\}} \right] \tag{4.2.4-28}$$

$$c = \frac{1}{\alpha} \left(1 - e^{-\alpha \{(k+1)\Delta t - t\}} \right) \tag{4.2.4-29}$$

$$d = e^{-\alpha \{(k+1)\Delta t - t\}} \tag{4.2.4-30}$$

$Z = (k+1)\Delta t - t$ とおくと、式(4.2.4-26)を式(4.2.4-31)～式(4.2.4-41)のように展開できる。

$$\begin{aligned}
Q(k) &= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \begin{bmatrix} \sigma_w^2 a^2 I & \sigma_w^2 abI & \sigma_w^2 acI & \sigma_w^2 adI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 abI & \sigma_w^2 b^2 I & \sigma_w^2 bcI & \sigma_w^2 bdI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 acI & \sigma_w^2 bcI & \sigma_w^2 c^2 I & \sigma_w^2 cdI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 adI & \sigma_w^2 bdI & \sigma_w^2 cdI & \sigma_w^2 d^2 I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{N_{L1}}^2 I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{N_{L2}}^2 I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{I_{L1}}^2 I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_T^2 I \end{bmatrix} dt \\
&= \int_{\Delta t}^0 \begin{bmatrix} \sigma_w^2 a^2 I & \sigma_w^2 abI & \sigma_w^2 acI & \sigma_w^2 adI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 abI & \sigma_w^2 b^2 I & \sigma_w^2 bcI & \sigma_w^2 bdI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 acI & \sigma_w^2 bcI & \sigma_w^2 c^2 I & \sigma_w^2 cdI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 adI & \sigma_w^2 bdI & \sigma_w^2 cdI & \sigma_w^2 d^2 I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{N_{L1}}^2 I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{N_{L2}}^2 I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{I_{L1}}^2 I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_T^2 I \end{bmatrix} d(-Z) \\
&= \int_0^{\Delta t} \begin{bmatrix} \sigma_w^2 a^2 I & \sigma_w^2 abI & \sigma_w^2 acI & \sigma_w^2 adI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 abI & \sigma_w^2 b^2 I & \sigma_w^2 bcI & \sigma_w^2 bdI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 acI & \sigma_w^2 bcI & \sigma_w^2 c^2 I & \sigma_w^2 cdI & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_w^2 adI & \sigma_w^2 bdI & \sigma_w^2 cdI & \sigma_w^2 d^2 I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{N_{L1}}^2 I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{N_{L2}}^2 I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{I_{L1}}^2 I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_T^2 I \end{bmatrix} dZ
\end{aligned}$$

(4.2.4-31)

$$\begin{aligned}
a^2 &= \left\{ \frac{1}{\alpha^3} \left(1 - \alpha Z + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 - e^{-\alpha Z} \right) \right\}^2 \\
&= \frac{1}{\alpha^6} \left(1 - 2\alpha Z + 2\alpha^2 Z^2 - \alpha^3 Z^3 + \frac{\alpha^4}{4} Z^4 - 2e^{-\alpha Z} + 2\alpha Z e^{-\alpha Z} - \alpha^2 Z^2 e^{-\alpha Z} + e^{-2\alpha Z} \right)
\end{aligned} \tag{4.2.4-32}$$

$$\begin{aligned}
b^2 &= \left\{ \frac{1}{\alpha^2} (-1 + \alpha Z + e^{-\alpha Z}) \right\}^2 \\
&= \frac{1}{\alpha^4} (1 - 2\alpha Z + \alpha^2 Z^2 - 2e^{-\alpha Z} + 2\alpha Z e^{-\alpha Z} + e^{-2\alpha Z})
\end{aligned} \tag{4.2.4-33}$$

$$\begin{aligned}
c^2 &= \left\{ \frac{1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha Z}) \right\}^2 \\
&= \frac{1}{\alpha^2} (1 - 2e^{-\alpha Z} + e^{-2\alpha Z})
\end{aligned} \tag{4.2.4-34}$$

$$\begin{aligned}
d^2 &= (e^{-\alpha Z})^2 \\
&= e^{-2\alpha Z}
\end{aligned} \tag{4.2.4-35}$$

$$\begin{aligned}
ab &= \left\{ \frac{1}{\alpha^3} \left(1 - \alpha Z + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 - e^{-\alpha Z} \right) \right\} \left\{ \frac{1}{\alpha^2} (-1 + \alpha Z + e^{-\alpha Z}) \right\} \\
&= \frac{1}{\alpha^5} \left(-1 + 2\alpha Z - \frac{3}{2} \alpha^2 Z^2 + \frac{\alpha^3}{2} Z^3 + 2e^{-\alpha Z} - 2\alpha Z e^{-\alpha Z} + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 e^{-\alpha Z} - e^{-2\alpha Z} \right)
\end{aligned} \tag{4.2.4-36}$$

$$\begin{aligned}
ac &= \left\{ \frac{1}{\alpha^3} \left(1 - \alpha Z + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 - e^{-\alpha Z} \right) \right\} \left\{ \frac{1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha Z}) \right\} \\
&= \frac{1}{\alpha^4} \left(1 - \alpha Z + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 - 2e^{-\alpha Z} + \alpha Z e^{-\alpha Z} - \frac{\alpha^2}{2} Z^2 e^{-\alpha Z} + e^{-2\alpha Z} \right)
\end{aligned} \tag{4.2.4-37}$$

$$\begin{aligned}
ad &= \left\{ \frac{1}{\alpha^3} \left(1 - \alpha Z + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 - e^{-\alpha Z} \right) \right\} e^{-\alpha Z} \\
&= \frac{1}{\alpha^3} \left(e^{-\alpha Z} - \alpha Z e^{-\alpha Z} + \frac{\alpha^2}{2} Z^2 e^{-\alpha Z} - e^{-2\alpha Z} \right)
\end{aligned} \tag{4.2.4-38}$$

$$\begin{aligned}
bc &= \left\{ \frac{1}{\alpha^2} (-1 + \alpha Z + e^{-\alpha Z}) \right\} \left\{ \frac{1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha Z}) \right\} \\
&= \frac{1}{\alpha^3} (-1 + \alpha Z + 2e^{-\alpha Z} - \alpha Z e^{-\alpha Z} - e^{-2\alpha Z})
\end{aligned} \tag{4.2.4-39}$$

$$\begin{aligned}
bd &= \left\{ \frac{1}{\alpha^2} (-1 + \alpha Z + e^{-\alpha Z}) \right\} e^{-\alpha Z} \\
&= \frac{1}{\alpha^2} (-e^{-\alpha Z} + \alpha Z e^{-\alpha Z} + e^{-2\alpha Z})
\end{aligned} \tag{4.2.4-40}$$

$$\begin{aligned}
cd &= \left\{ \frac{1}{\alpha} (1 - e^{-\alpha Z}) \right\} e^{-\alpha Z} \\
&= \frac{1}{\alpha} (e^{-\alpha Z} - e^{-2\alpha Z})
\end{aligned} \tag{4.2.4-41}$$

式(4.2.4-31)を計算すると、式(4.2.4-42)～式(4.2.4-56)のようになる。

$$Q(t) = \begin{bmatrix} q_{11}I & q_{12}I & q_{13}I & q_{14}I & O & O & O & O \\ q_{21}I & q_{22}I & q_{23}I & q_{24}I & O & O & O & O \\ q_{31}I & q_{32}I & q_{33}I & q_{34}I & O & O & O & O \\ q_{41}I & q_{42}I & q_{43}I & q_{44}I & O & O & O & O \\ O & O & O & O & q_{55}I & O & O & O \\ O & O & O & O & O & q_{66}I & O & O \\ O & O & O & O & O & O & q_{77}I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & q_{88}I \end{bmatrix} \tag{4.2.4-42}$$

$$\begin{aligned}
q_{11} &= \frac{\sigma_w^2}{60\alpha^7} (-90 + 60\alpha\Delta t - 60\alpha^2\Delta t^2 + 40\alpha^3\Delta t^3 - 15\alpha^4\Delta t^4 \\
&\quad + 3\alpha^5\Delta t^5 + 120e^{-\alpha\Delta t} + 60\alpha^2\Delta t^2 e^{-\alpha\Delta t} - 30e^{-2\alpha\Delta t})
\end{aligned} \tag{4.2.4-43}$$

$$\begin{aligned}
q_{12} = q_{21} &= \frac{\sigma_w^2}{8\alpha^6} (4 - 8\alpha\Delta t + 8\alpha^2\Delta t^2 - 4\alpha^3\Delta t^3 + \alpha^4\Delta t^4 \\
&\quad - 8e^{-\alpha\Delta t} + 8\alpha\Delta t e^{-\alpha\Delta t} - 4\alpha^2\Delta t^2 e^{-\alpha\Delta t} + 4e^{-2\alpha\Delta t})
\end{aligned} \tag{4.2.4-44}$$

$$\begin{aligned}
q_{13} = q_{31} &= \frac{\sigma_w^2}{6\alpha^5} (-9 + 6\alpha\Delta t - 3\alpha^2\Delta t^2 + \alpha^3\Delta t^3 + 12e^{-\alpha\Delta t} + 3\alpha^2\Delta t^2 e^{-\alpha\Delta t} - 3e^{-2\alpha\Delta t})
\end{aligned} \tag{4.2.4-45}$$

$$q_{14} = q_{41} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha^4} (1 - 2e^{-\alpha\Delta t} - \alpha^2\Delta t^2 e^{-\alpha\Delta t} + e^{-2\alpha\Delta t}) \tag{4.2.4-46}$$

$$q_{22} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha^5} \left(1 + 2\alpha\Delta t - 2\alpha^2\Delta t^2 + \frac{2}{3}\alpha^3\Delta t^3 - 4\alpha\Delta t e^{-\alpha\Delta t} - e^{-2\alpha\Delta t} \right) \tag{4.2.4-47}$$

$$q_{23} = q_{32} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha^4} (1 - 2\alpha\Delta t + \alpha^2\Delta t^2 + 2\alpha\Delta t e^{-\alpha\Delta t} - 2e^{-\alpha\Delta t} + e^{-2\alpha\Delta t}) \tag{4.2.4-48}$$

$$q_{24} = q_{42} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha^3} (1 - 2\alpha\Delta t e^{-\alpha\Delta t} - e^{-2\alpha\Delta t}) \quad (4.2.4-49)$$

$$q_{33} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha^3} (-3 + 2\alpha\Delta t + 4e^{-\alpha\Delta t} - e^{-2\alpha\Delta t}) \quad (4.2.4-50)$$

$$q_{34} = q_{43} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha^2} (1 - 2e^{-\alpha\Delta t} + e^{-2\alpha\Delta t}) \quad (4.2.4-51)$$

$$q_{44} = \frac{\sigma_w^2}{2\alpha} (1 - e^{-2\alpha\Delta t}) \quad (4.2.4-52)$$

$$q_{55} = \sigma_{N_{L1}}^2 \Delta t \quad (4.2.4-53)$$

$$q_{66} = \sigma_{N_{L2}}^2 \Delta t \quad (4.2.4-54)$$

$$q_{77} = \sigma_{I_{L1}}^2 \Delta t \quad (4.2.4-55)$$

$$q_{88} = \sigma_T^2 \Delta t \quad (4.2.4-56)$$

4.2.5 イノベーションによるサイクルスリップの検出

カルマンフィルタのイノベーションを用いたサイクルスリップの検出手法を以下に示す。

(1) 機能

サイクルスリップの検出を行う。

(2) アルゴリズム

サイクルスリップ検出方法はカルマンフィルタのイノベーションを用いて χ^2 検定で検出を行う。

カルマンフィルタのイノベーション $v_\varphi(k)$ は共分散行列 $M_\varphi(k)$ の正規性白色過程である。したがって、コレスキー因子分解により、 $M_\varphi(k)$ に対して式(4.2.5-1)となるような正則な行列 $L(k)$ が存在する。

$$M_\varphi(k) = L(k)L^T(k) \quad (4.2.5-1)$$

式(4.2.5-2)に示すように $v_s(k)$ を定義すると、 $v_s(k)$ の共分散行列は式(4.2.5-3)のように単位行列になる。

$$v_s(k) \equiv L^{-1}(k)v_\varphi(k) \quad (4.2.5-2)$$

$$\begin{aligned}
\text{Cov}[\mathbf{v}_s(k)] &= \text{Cov}[L^{-1}(k)\mathbf{v}_\phi(k)] \\
&= E[L^{-1}(k)\mathbf{v}_\phi(k)\mathbf{v}_\phi^T(k)L^T(k)] \\
&= L^{-1}(k)M_\phi(k)L(k) \\
&= I
\end{aligned} \tag{4.2.5-3}$$

式(4.2.5-3)より、 $\mathbf{v}_s(k)$ のそれぞれの要素は互いに独立な標準正規分布に従う。したがって、式(4.2.5-4)で表される検定統計量 $T(k)$ は自由度 $2m-2$ の χ^2 分布に従う。

$$\begin{aligned}
T(k) &= \mathbf{v}_s^T(k)\mathbf{v}_s(k) \\
&= \mathbf{v}_\phi^T(k)L^T(k)L^{-1}(k)\mathbf{v}_\phi(k) \\
&= \mathbf{v}_\phi^T(k)M^{-1}(k)\mathbf{v}_\phi(k)
\end{aligned} \tag{4.2.5-4}$$

もしサイクルスリップが起こると、イノベーションの共分散行列は変化する。そこで、下記に示す2つの仮説を立てる。

- 仮説 $H_{\chi,0}$ ：イノベーションの共分散が変化しなかった。
- 仮説 $H_{\chi,1}$ ：イノベーションの共分散が変化した。

そこで、危険率 α_χ を定め、この仮説に対する検定を自由度 $2m-2$ の χ^2 分布に基づいて行うと、以下のように仮説を採択できる。

- $T(t) \leq \chi_{\alpha_\chi}^2(2m-2)$ の場合、仮説 $H_{\chi,0}$ を採択する。
- $T(t) > \chi_{\alpha_\chi}^2(2m-2)$ の場合、仮説 $H_{\chi,1}$ を採択する。

4.2.6 観測方程式の算出

カルマンフィルタに適用する観測方程式の算出内容を以下に示す。

(1) 機能

GPS データから観測方程式の算出を行う。

(2) アルゴリズム

L_i 帯搬送波二重位相差 $\phi_{Li ku}^{1q}(k)$ のベクトル $\phi_{Li}(k)$ 、擬似距離二重差 $\rho_{Li ku}^{1q}(k)$ のベクトル $\rho_{Li}(k)$ 、L1 帯搬送波の電離層遅延二重差 $I_{Li ku}^{1q}(k)$ のベクトル $I'_{Li}(k)$ 及び対流圏遅延二重差 $T_{ku}^{1q}(k)$ のベクトル $T'(k)$ を式(4.2.4-1)～式(4.2.4-9)のように離散型で表す。ここで、 c は光速、 (x_k, y_k, z_k) は基準局位置、 (x_u, y_u, z_u) は移動局位置、 (x^q, y^q, z^q) は衛星番号 q の衛星位置、 $\varepsilon_{\phi_{Li ku}}^{1q}(k)$ は $N(0, R_{\phi_{Li}})$ に従う二重位相差の観測雑音、 $\varepsilon_{\rho_{Li ku}}^{1q}(k)$ は $N(0, R_{\rho_{Li}})$ 及びに従う擬似距離二重差の観測雑音、 $\varepsilon_{I_{Li ku}}^{1q}(k)$ は $N(0, R_{I_{Li}})$ に従う電離層遅延二重差の観測雑音、 $\varepsilon_{T_{ku}}^{1q}(k)$ は $N(0, R_T)$ 及びに従う対流圏遅延二重差の観測雑音である。

$$\begin{bmatrix} \varphi_{L_1}(k) \\ \varphi_{L_2}(k) \\ \rho_{L_1}(k) \\ \rho_{L_2}(k) \\ I'_{L_1}(k) \\ T'_{L_1}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{L_1}(r(k)) \\ h_{L_2}(r(k)) \\ h_{L_1}(r(k)) \\ h_{L_2}(r(k)) \\ O \\ O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_{L_1}(k) \\ N_{L_2}(k) \\ O \\ O \\ O \\ O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{1}{\lambda_1} I_{L_1}(k) \\ -\frac{1}{\lambda_2} \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} I_{L_1}(k) \\ I_{L_1}(k) \\ \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} I_{L_1}(k) \\ I_{L_1}(k) \\ O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{\lambda_1} T(k) \\ \frac{1}{\lambda_2} T(k) \\ T(k) \\ T(k) \\ O \\ T(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{\varphi_{L_1}}(k) \\ \varepsilon_{\varphi_{L_2}}(k) \\ \varepsilon_{\rho_{L_1}}(k) \\ \varepsilon_{\rho_{L_2}}(k) \\ \varepsilon_{I_{L_1}}(k) \\ \varepsilon_T(k) \end{bmatrix} \quad (4.2.6-1)$$

$$\varphi_{L_i}(k) = [\varphi_{Liku}^{12}(k) \quad \varphi_{Liku}^{13}(k) \quad \cdots \quad \varphi_{Liku}^{1m}(k)]^T \quad (4.2.6-2)$$

$$\rho_{L_i}(k) = [\rho_{Liku}^{12}(k) \quad \rho_{Liku}^{13}(k) \quad \cdots \quad \rho_{Liku}^{1m}(k)]^T \quad (4.2.6-3)$$

$$h_{L_i}(r(k)) = [h_{Liku}^{12}(r(k)) \quad h_{Liku}^{13}(r(k)) \quad \cdots \quad h_{Liku}^{1m}(r(k))]^T \quad (4.2.6-4)$$

$$\begin{aligned} h_{Liku}^{1q}(r(k)) &= \frac{f_i}{c} \left\{ \sqrt{(x_k - x^1)^2 + (y_k - y^1)^2 + (z_k - z^1)^2} \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{(x_k - x^q)^2 + (y_k - y^q)^2 + (z_k - z^q)^2} \right\} \\ &\quad - \frac{f_i}{c} \left\{ \sqrt{(x_u - x^1)^2 + (y_u - y^1)^2 + (z_u - z^1)^2} \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{(x_u - x^q)^2 + (y_u - y^q)^2 + (z_u - z^q)^2} \right\} \end{aligned} \quad (4.2.6-5)$$

$$\varepsilon_{\varphi_{L_i}}(k) = [\varepsilon_{\varphi_{Liku}}^{12} \quad \varepsilon_{\varphi_{Liku}}^{13} \quad \cdots \quad \varepsilon_{\varphi_{Liku}}^{1m}]^T \quad (4.2.6-6)$$

$$\varepsilon_{\rho_{L_i}}(k) = [\varepsilon_{\rho_{Liku}}^{12} \quad \varepsilon_{\rho_{Liku}}^{13} \quad \cdots \quad \varepsilon_{\rho_{Liku}}^{1m}]^T \quad (4.2.6-7)$$

$$\varepsilon_{I_{L_1}}(k) = [\varepsilon_{I_{L_1ku}}^{12} \quad \varepsilon_{I_{L_1ku}}^{13} \quad \cdots \quad \varepsilon_{I_{L_1ku}}^{1m}]^T \quad (4.2.6-8)$$

$$\varepsilon_T(k) = [\varepsilon_{Tku}^{12} \quad \varepsilon_{Tku}^{13} \quad \cdots \quad \varepsilon_{Tku}^{1m}]^T \quad (4.2.6-9)$$

式(4.2.6-1)において $h_{L_i}(r(k))$ を一段予測値 $\hat{r}(k|k-1)$ のまわりでテイラー級数展開し、2次以上の項を削除すると、 $h_{L_i}(r(k))$ は近似的に式(4.2.6-10)のように表される。

$$h_{L_i}(r(k)) \approx h_{L_i}(\hat{r}(k|k-1)) + \left. \frac{\partial h_{L_i}(r(k))}{\partial r(k)} \right|_{r(k)=\hat{r}(k|k-1)} (r(k) - \hat{r}(k|k-1)) \quad (4.2.6-10)$$

ここで、式(4.2.6-11)及び式(4.2.6-12)に示す $y(k)$ を定義する。

$$y(k) \equiv \begin{bmatrix} \varphi_{L_1}(k) \\ \varphi_{L_2}(k) \\ \rho_{L_1}(k) \\ \rho_{L_2}(k) \\ I'_{L_1}(k) \\ T'(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{L_1}(\hat{r}(k|k-1)) - H_{L_1}(k)\hat{r}(k|k-1) \\ h_{L_2}(\hat{r}(k|k-1)) - H_{L_2}(k)\hat{r}(k|k-1) \\ h_{L_1}(\hat{r}(k|k-1)) - H_{L_1}(k)\hat{r}(k|k-1) \\ h_{L_2}(\hat{r}(k|k-1)) - H_{L_2}(k)\hat{r}(k|k-1) \\ O \\ O \end{bmatrix} \quad (4.2.6-11)$$

$$H_{L_i}(k) = \left. \frac{\partial h_{L_i}(r(k))}{\partial r(k)} \right|_{r(k)=\hat{r}(k|k-1)} \quad (4.2.6-12)$$

式(4.2.6-10)～式(4.2.6-12)を用いて、式(4.2.6-13)～式(4.2.6-20)に示す線形化された観測方程式が得られる。

$$y(k) = \begin{bmatrix} H_{L_1}(k) & O & O & O \\ H_{L_2}(k) & O & O & O \\ H_{L_1}(k) & O & O & O \\ H_{L_2}(k) & O & O & O \\ O & O & O & O \\ O & O & O & O \end{bmatrix} \xi(k) + \begin{bmatrix} N_{L_1}(k) \\ N_{L_2}(k) \\ O \\ O \\ O \\ O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{1}{\lambda_1} I_{L_1}(k) \\ -\frac{1}{\lambda_2} \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} I_{L_1}(k) \\ I_{L_1}(k) \\ \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} I_{L_1}(k) \\ I_{L_1}(k) \\ O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{\lambda_1} T(k) \\ \frac{1}{\lambda_2} T(k) \\ T(k) \\ T(k) \\ O \\ T(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{\varphi_{L_1}}(k) \\ \varepsilon_{\varphi_{L_2}}(k) \\ \varepsilon_{\rho_{L_1}}(k) \\ \varepsilon_{\rho_{L_2}}(k) \\ \varepsilon_{I_{L_1}}(k) \\ \varepsilon_T(k) \end{bmatrix} = C(k)\eta(k) + \varepsilon(k) \quad (4.2.6-13)$$

$$C(k) = \begin{bmatrix} H_{L1}(k) & O & O & O & I & O & -\frac{1}{\lambda_1}I & I \\ H_{L2}(k) & O & O & O & O & I & -\frac{1}{\lambda_2} \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} I & I \\ H_{L1}(k) & O & O & O & O & O & I & I \\ H_{L2}(k) & O & O & O & O & O & \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} I & I \\ O & O & O & O & O & O & I & O \\ O & O & O & O & O & O & O & I \end{bmatrix} \quad (4.2.6-14)$$

$$H_{Li}(k) = \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_{Liku}^{12}}{\partial x_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{12}}{\partial y_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{12}}{\partial z_u} \\ \frac{\partial \phi_{Liku}^{13}}{\partial x_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{13}}{\partial y_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{13}}{\partial z_u} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial \phi_{Liku}^{1m}}{\partial x_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{1m}}{\partial y_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{1m}}{\partial z_u} \\ \frac{\partial \phi_{Liku}^{1q}}{\partial x_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{1q}}{\partial y_u} & \frac{\partial \phi_{Liku}^{1q}}{\partial z_u} \end{bmatrix} \quad (4.2.6-15)$$

$$\frac{\partial \phi_{Liku}^{1q}}{\partial x_u} = \frac{1}{\lambda_i} \frac{(x_k - x^1)}{\rho_u^1} - \frac{1}{\lambda_i} \frac{(x_k - x^q)}{\rho_u^q} \quad (4.2.6-16)$$

$$\frac{\partial \phi_{Liku}^{1q}}{\partial y_u} = \frac{1}{\lambda_i} \frac{(y_k - y^1)}{\rho_u^1} - \frac{1}{\lambda_i} \frac{(y_k - y^q)}{\rho_u^q} \quad (4.2.6-17)$$

$$\frac{\partial \phi_{Liku}^{1q}}{\partial z_u} = \frac{1}{\lambda_i} \frac{(z_k - z^1)}{\rho_u^1} - \frac{1}{\lambda_i} \frac{(z_k - z^q)}{\rho_u^q} \quad (4.2.6-18)$$

$$\rho_u^q = \sqrt{(x_u - x^q)^2 + (y_u - y^q)^2 + (z_u - z^q)^2} \quad (4.2.6-19)$$

$$\varepsilon(k) \equiv \left[\varepsilon_{\phi_{L1}}^T(k) \quad \varepsilon_{\phi_{L2}}^T(k) \quad \varepsilon_{\rho_{L1}}^T(k) \quad \varepsilon_{\rho_{L2}}^T(k) \quad \varepsilon_{I_{L1}}^T(k) \quad \varepsilon_T^T(k) \right]^T \quad (4.2.6-20)$$

4.2.7 カルマンフィルタ (アンビギュイティ実数解の算出)

カルマンフィルタの演算内容を以下に示す。ここで、アンビギュイティの実数解の算出を行う。

(1) 機能

カルマンフィルタの演算を行う。

(2) アルゴリズム

状態方程式と観測方程式をカルマンフィルタに適用すると、以下のように表される。

a) フィルタ方程式

$$\hat{\xi}_i(k+1|k) = \Phi_i(\Delta t, \alpha) \hat{\xi}_i(k|k) \quad (4.2.7-1)$$

$$\hat{\xi}_i(k|k) = \hat{\xi}_i(k|k-1) + K(k) [y(k) - H(k) \hat{\xi}_i(k|k-1)] \quad (4.2.7-2)$$

b) カルマンゲイン

$$K(k) = P(k|k-1)H^T(k) [H(k)P(k|k-1)H^T(k) + R(k)]^{-1} \quad (4.2.7-3)$$

c) 推定誤差共分散行列

$$P(k|k-1) = \Phi_i(\Delta t, \alpha)P(k-1|k-1)\Phi_i^T(\Delta t, \alpha) + Q(k) \quad (4.2.7-4)$$

$$P(k|k) = P(k|k-1) - K(k)H(k)P(k|k-1) \quad (4.2.7-5)$$

4.2.8 アンビギュイティ整数解の探索

アンビギュイティ整数解の算出内容を以下に示す。

(1) 機能

LAMBDA 法を適用してアンビギュイティの整数解を探索する。

(2) アルゴリズム

ここでは LAMBDA (Least-squares AMBiguity Decorrelation Adjustment) 法について解説する。LAMBDA 法は、整数値バイアスの推定法として最も実用化が進んでいるアルゴリズムの一つである。その名が示すように整数値バイアスの各要素の無相関化を行い、整数解を求めるものであり、LAMBDA 法を応用した手法も各種考案されている。この計算アルゴリズムは以下のステップからなる。

ステップ 1： 最小 2 乗法で実数解を求める (4.2.7 のカルマンフィルタで求める)

ステップ 2： 整数値バイアスの無相関化を行う

ステップ 3： 整数解の探索空間を定め、解を得る ($\tilde{\chi}^2$ の設定については 3) 項で述べる)

前節で、観測方程式を説明したが、以下では一般性を損なわないように、新たに観測方程式を次のように定義する。

$$y(t) = H(t)\xi(t) + N + \varepsilon(t),$$

y : 観測ベクトル
 $\xi \in R^3$: 未知局座標 (4.2.8-1)
 $N \in Z^{n_a}$: 整数値バイアス
 ε : 観測雑音

LAMBDA法の目的は、重み付き最小2乗規範により、未知量 x 、 N の推定値 $\tilde{\xi}$ 、 \tilde{N} を

$$(\tilde{\xi}, \tilde{N}) = \arg \min_{(\xi, N) \in R^3 \times Z^{n_a}} \sum_{t=1}^{n_s} \|y(t) - H(t)\xi(t) - N\|_{R^{-1}(t)}^2 \quad (4.2.8-2)$$

として求めることである。この問題を解くためにLAMBDA法では、まず最初は N を実数値とみなして最小2乗解 $\hat{\xi}$ 、 \hat{N} を求める。すなわち、

$$(\hat{\xi}, \hat{N}) = \arg \min_{(\xi, N) \in R^3 \times R^{n_a}} \sum_{t=1}^{n_s} \|y(t) - H(t)\xi(t) - N\|_{R^{-1}(t)}^2 \quad (4.2.8-3)$$

具体的には前記のカルマンフィルタを適用して求めることができる。この実数解 \hat{N} を用いて、整数解 \tilde{N} についての規範：

$$\tilde{N} = \arg \min_{N \in Z^{n_a}} \|\hat{N} - N\|_{Q_N^{-1}}^2 \quad (4.2.8-4)$$

により \tilde{N} を求めることが目的である。また整数解 \tilde{N} が求まると、次式により最小2乗解 $\tilde{\xi}$ が求まる。

以上の計算過程での問題点は式(4.2.8-4)での \tilde{N} の推定である。最小2乗規範の重み行列である Q_N^{-1} が対角行列でないため（すなわち \hat{N} の各要素が相関をもつため）、 \hat{N} の各要素についての四捨五入操作により、最近傍の整数値を推定値 \tilde{n} として求められないことである。このために、LAMBDA法では以下のような推定誤差共分散行列 Q_N^{-1} の対角化（ \hat{N} の無相関化）が提案されている。

1) 無相関化と整数値の探索

式(4.2.8-3)の実数解 \hat{N} の推定誤差共分散行列 Q_N （対称行列）に対して、直交行列 Z により対角化を行い、その対角行列を $Q_{\hat{z}}$ とする。すなわち

$$Q_{\hat{z}} = Z^T Q_N Z \quad (4.2.8-5)$$

ここで、

$$\hat{z} = Z^T \hat{N} \quad (4.2.8-6)$$

とすると、式(4.2.8-4)は

$$\tilde{N} = \arg \min_{N \in Z^{n_a}} (\hat{z} - Z^T N)^T Q_{\hat{z}}^{-1} (\hat{z} - Z^T N) \quad (4.2.8-7)$$

と表現できる。

式(4.2.8-7)の $Q_{\hat{z}}^{-1}$ が対角行列であり、整数 N から変換された $z \equiv Z^T N$ も整数であれば、四捨五入操作により推定値 \tilde{N} を求めることができる。しかし、 z が整数であるためには、変換行列 Z の要素がすべて整数でなければならない。そこで、行列 Z の要素が整数となり、

Q_z がほぼ対角行列となる変換法が、 LDL^T 、 UDU^T 分解を用いて以下のように提案されている。

- i) Q_N^{-1} を対角要素がすべて 1 である下三角行列 L_1 により、 $Q_N^{-1} = L_1 D_{L_1} L_1^T$ に分解する。ここで D_{L_1} は対角行列である。
- ii) L_1 の要素を四捨五入した行列を \tilde{L}_1 とし、また、 $Q_{\tilde{L}_1}^{-1} = \tilde{L}_1 Q_N^{-1} \tilde{L}_1^T$ とする。
 $Q_{\tilde{L}_1}^{-1}$ を対角要素がすべて 1 である上三角行列 U_1 により、 $Q_{\tilde{L}_1}^{-1} = U_1 D_{U_1} U_1^T$ と分解する。ここに D_{U_1} は対角行列である。
- iii) U_1 の要素を四捨五入した行列を \tilde{U}_1 とし、 $Q_{\tilde{U}_1}^{-1} = \tilde{U}_1 Q_{\tilde{L}_1}^{-1} \tilde{U}_1^T$ とする。
 \tilde{L}_1 または \tilde{U}_1 が単位行列となるまで (1) ~ (4) を繰り返す。

以上のアルゴリズムにより、1) ~ 4) までの繰り返し回数を l とすると、変換行列 Z および誤差共分散行列 Q_z を

$$Z = \prod_{k=1}^l \tilde{L}_k \tilde{U}_k \quad (4.2.8-8)$$

$$Q_z = Z^T Q_N Z$$

として求める（実際には、若干の行、列の入れ換えのための基本行列が \tilde{L}_k 、 \tilde{U}_k の間に挟まれる。

次に整数値バイアスの候補点を求めるため探索を行う。すなわち、領域(楕円体)

$$(\hat{z} - z)^T Q_z^{-1} (\hat{z} - z) \leq \tilde{\chi}^2 \quad (4.2.8-9)$$

内に含まれる整数点を探索する。 $\tilde{\chi}^2$ は探索空間の大きさを決定するパラメータである。 Q_z は完全には対角化されていないが、整数解の候補点の範囲が狭められており、この範囲に含まれる候補点の中で式(4.2.8-7)の解を選出する。

以下では、LAMBDA 法で用いられている探索方法を示す。ただし、ここでは N 、 Q_N^{-1} に対する探索方法を示す。上で述べた無相関化を施した z 、 Q_z^{-1} に対しても全く同様の探索が可能であり、より効果的な探索が可能である。 Q_N^{-1} を LDL^T に分解すると、式(4-8-4)は

$$(\hat{N} - N)^T Q_N^{-1} (\hat{N} - N) = \sum_{i=1}^{n_a} d_i \left[(N_i - \hat{N}_i) + \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2 \quad (4.2.8-10)$$

となる。ただし N_i 、 \hat{N}_i は各々 N 、 \hat{N} の i 要素、 $l_{j,i}$ は L の (i,j) 要素、 d_i は D の (i,i) 要素である。ここで

$$\hat{N}_{i|i+1, \dots, n_a} \equiv \hat{N}_i - \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \quad (4.2.8-11)$$

と定義すると $d_i^{-1} = \sigma_{\hat{N}_{i|i+1, \dots, n_a}}^2$ (条件付き分散) なる関係から式(4-8-10)は

$$\sum_{i=1}^{n_a} \frac{(N_i - N_{i|i+1, \dots, n_a})^2}{\sigma_{\hat{N}_{i+1, \dots, n_a}}^2} \leq \tilde{\chi}^2 \quad (4.2.8-12)$$

と表現できる。もし無相関なら $L = I_{n_a}$ であり $l_{j,i} = 0$ ($i \neq j$) より

$$\hat{N}_{i|i+1, \dots, n_a} = \hat{N}_i \quad (4.2.8-13)$$

が成立する。

2) 要素ごとの範囲の計算

$N_{i+2} \sim N_{n_a}$ が既知であり、 $N_1 \sim N_i$ が未知である場合、 N_{i+1} の探索範囲を求める方法を以下に示す。式(4.2.8-10)より

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^i d_k \left[(N_k - \hat{N}_k) + \sum_{j=k+1}^{n_a} l_{j,k} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2 \\ & + d_{i+1} \left[(N_{i+1} - \hat{N}_{i+1}) + \sum_{j=i+2}^{n_a} l_{j,i+1} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2 \\ & + \sum_{p=i+2}^{n_a} d_p \left[(N_p - \hat{N}_p) + \sum_{j=p+1}^{n_a} l_{j,p} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2 \leq \tilde{\chi}^2 \end{aligned} \quad (4.2.8-14)$$

が成立する。

ここで $\alpha^2 + \beta^2 \leq \gamma^2 \Rightarrow \beta^2 \leq \gamma^2$ より、上式左辺の第1項目を消去し、第3項目を右辺に移項し両辺を $d_{i+1} (\neq 0)$ で割ると式(4.2.8-15)が得られる。

$$\begin{aligned} & \underbrace{\left[(N_{i+1} - \hat{N}_{i+1}) + \sum_{j=i+2}^{n_a} l_{j,i+1} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2}_{\text{left}_{i+1}} \\ & \leq \frac{\tilde{\chi}^2}{d_{i+1}} - \frac{1}{d_{i+1}} \underbrace{\sum_{p=i+2}^{n_a} d_p \left[(N_p - \hat{N}_p) + \sum_{j=p+1}^{n_a} l_{j,p} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2}_{\text{right}_{i+1}} \end{aligned} \quad (4.2.8-15)$$

さらに i についても式(4.2.8-15)と同様に

$$\begin{aligned} & \underbrace{\left[(N_i - \hat{N}_i) + \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2}_{\text{left}_i} \\ & \leq \frac{\tilde{\chi}^2}{d_i} - \frac{1}{d_i} \underbrace{\sum_{p=i+1}^{n_a} d_p \left[(N_p - \hat{N}_p) + \sum_{j=p+1}^{n_a} l_{j,p} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2}_{\text{right}_i} \end{aligned} \quad (4.2.8-16)$$

が得られ、結局、式(4.2.8-17)の関係を得る。

$$\underbrace{\left[(N_i - \hat{N}_i) + \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \right]^2}_{\text{left}_i} \leq \frac{d_{i+1}}{d_i} \underbrace{(\text{right}_{i+1} - \text{left}_{i+1})}_{\text{right}_i} \quad (4.2.8-17)$$

これは $i = n_a - 1, \dots, 1$ まで $left_i$ 、 $right_i$ を逐次的に計算できることを示している。すなわち逐次計算は $i = n_a$ から始まり、 $i = n_a$ では式(4.2.8-10)より

$$\underbrace{(N_{n_a} - \hat{N}_{n_a})^2}_{left_{n_a}} \leq \frac{\tilde{\chi}^2}{\underbrace{d_{n_a}}_{right_{n_a}}} \quad (4.2.8-18)$$

である。 N_i に対して有効な整数値の候補の範囲は式(4.2.8-17)の平方根をとって

$$\left| (N_i - \hat{N}_i) + \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \right| \leq \sqrt{right_i} \quad (4.2.8-19)$$

すなわち

$$\hat{N}_i - \sqrt{right_i} - \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \leq N_i \leq \hat{N}_i + \sqrt{right_i} - \sum_{j=i+1}^{n_a} l_{j,i} (N_j - \hat{N}_j) \quad (4.2.8-20)$$

として N_i に対する探索範囲を定める。この範囲は左から右(下限から上限)へ一直線に探索され、この範囲にある有効な整数値に対して、式(4.2.8-11)を用いて N_{i-1} への補正が行われる。このような探索法を depth-first search と呼ぶ。ある整数値バイアス要素 N_i に対して有効な候補がない、つまり範囲内にない場合、1つ前の整数値バイアス要素 N_{i+1} に戻って次に有効な N_{i+1} の候補で depth-first search を始める。 N_1 まで式(4.2.8-20)を満たせば完全な整数値バイアスペクトル N の候補ができあがる。これをすべての有効な整数値バイアス要素に対して行い、候補を絞り込む。

また、式(4.2.8-19)は

$$-\sqrt{right_i} \leq (N_i - \hat{N}_{i|_{i+1, \dots, n_a}}) \leq \sqrt{right_i} \quad (4.2.8-21)$$

と表現できる。この不等式は N_i の候補の中心が $\hat{N}_{i|_{i+1, \dots, n_a}}$ であり、 $\hat{N}_{i|_{i+1, \dots, n_a}}$ の四捨五入値が最も適切な候補であることを示している。

3) $\tilde{\chi}^2$ の設定

この値により楕円体の大きさが変わり、楕円体内の候補点の個数も変化する。したがって大きな $\tilde{\chi}^2$ では探索範囲の候補数が増え、探索の計算処理時間が増加する。このため楕円領域を徐々に狭めていく方法がとられている。すなわち、式(4.2.8-4)を満足する候補ベクトル \tilde{N} が求まると、ノルム $\|\hat{N} - \tilde{N}\|_{Q_N^{-1}}^2$ を計算し、その値から新しい $\tilde{\chi}^2$ を設定し、候補数が2個になるまで繰り返す。 $\tilde{\chi}^2$ の初期値は $\|\hat{N} - \text{round}(\hat{N})\|_{Q_N^{-1}}^2$ で与えられる。

4.2.9 アンビギュイティ整数解の検定

アンビギュイティ整数解の検定手法を以下に示す。

(1) 機能

アンビギュイティ整数解の検定を行う。

(2) アルゴリズム

LAMBDA法で求めたアンビギュイティの第1候補と第2候補における残差の二乗和の比を算出し、その比が閾値以下である場合、第1候補がアンビギュイティ整数解であると決定する。閾値より大きい場合、第1候補がアンビギュイティ整数解でないと判断する。数回連続して、残差の二乗和の比が閾値以下である場合にアンビギュイティを決定する。

4.2.10 位置探索手法

アンビギュイティ決定が可能な位置の探索手法を以下に示す。

(1) 機能

アンビギュイティ決定が可能となる位置の探索を行う。

(2) アルゴリズム

アンビギュイティを高速に決定するためにはアンビギュイティにかかわる誤差を低減する必要があり、それらの誤差の一つに位置誤差がある。この項では位置誤差がある程度の大きさである状況においてもアンビギュイティを決定できる方法について説明する。

図 4.2.10-1 は位置誤差とアンビギュイティ決定との関係を表す概念図である。推定位置が真値から数十 cm あるいは約 1m の範囲であれば、アンビギュイティを決定できる。この範囲をアンビギュイティ決定範囲と呼ぶことにする。しかし、推定位置の初期値は DGPS で求めるため、数 m の誤差が推定位置に含まれてしまうことがある。このため、推定位置がアンビギュイティ決定範囲に入るまでに長い時間の観測データを要する。そこで、推定位置の周りでアンビギュイティを決定できる位置を探索することにより、高速にアンビギュイティを決定する。この手法をアンビギュイティ決定のための位置探索手法と呼ぶことにする。

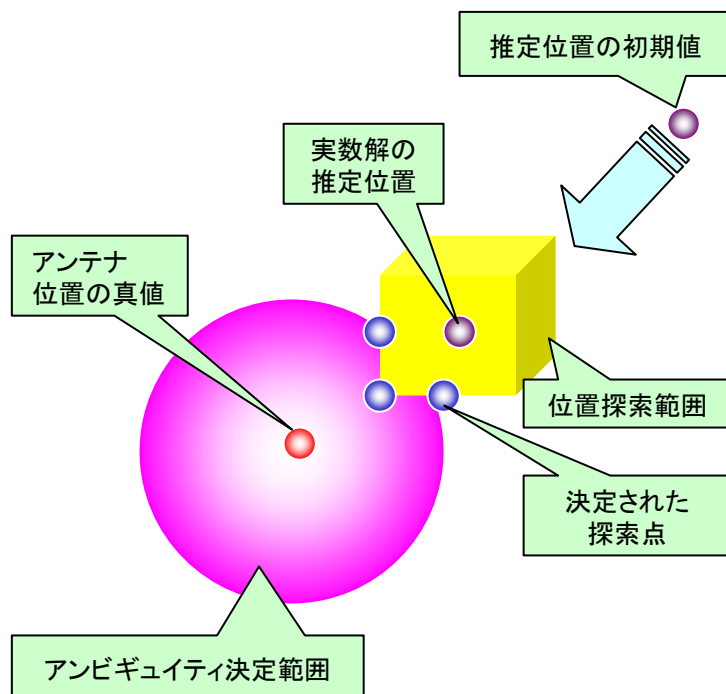


図 4.2.10-1 アンビギュイティ決定状況

この位置探索アルゴリズムを図 4.2.10-2 に示す。

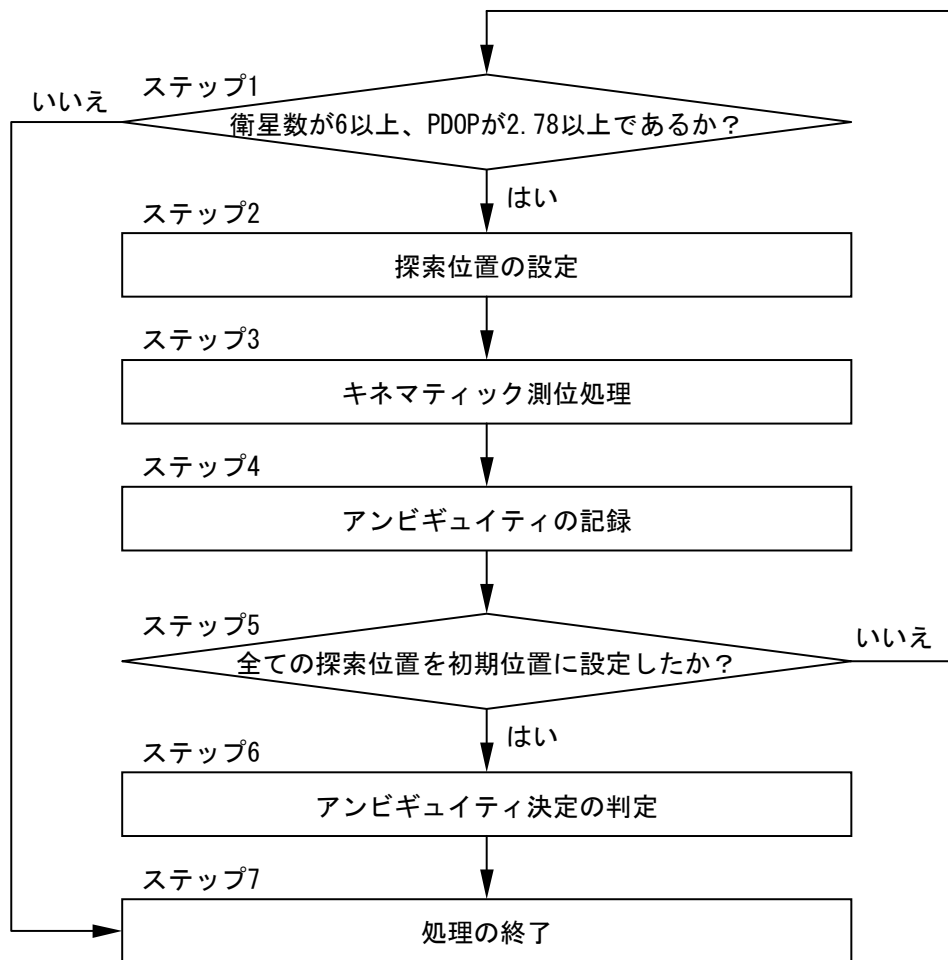


図 4.2.10-2 アンビギュイティ決定のための位置探索アルゴリズム

ステップ 1：衛星数が 6 以上、PDOP(Position Dilution of Precision)が 2.78 以上である場合、ステップ 2 に進む。5 以下である場合、ステップ 7 に進む。

ステップ 2：推定位置に探索範囲のバイアスを加え、それを初期位置とする。バイアスは東西、南北、上下方向のそれぞれについて-0.25m、0.00m、0.25m を設定する。その組み合わせは、(0.00, 0.00, 0.00)を除いた 26 通り ($=3 \times 3 \times 3 - 1$) である。

ステップ 3：図 4.2.2.10-1 に示す RTK-GPS アルゴリズムを実施する。

ステップ 4：ステップ 3 でアンビギュイティを決定できた場合、アンビギュイティを記録する。

ステップ 5：全ての探索位置を初期位置に設定した場合、ステップ 6 に進む。設定していない場合、ステップ 1 に進む。

ステップ 6：決定されたアンビギュイティの種類が 1 つである場合、それをアンビギュイティとする。2 つ以上である場合、アンビギュイティが決定されないと判定する。

ステップ 7：アンビギュイティ決定のための位置探索処理を終了する。

4.2.11 移動局位置の算出

決定されたアンビギュイティを用いて移動局位置の算出方法を以下に示す。

(1) 機能

決定されたアンビギュイティを用いて位置の更新を行う。

(2) アルゴリズム

式(4.2.11-1)を用いて、アンビギュイティ整数解 N をもとに移動局位置 $r_{fx}(k)$ を計算する。ここで、 $\hat{r}(k|k)$ は移動局位置の推定量、 $P_{\hat{N}}(k|k)$ はアンビギュイティの推定誤差共分散行列、 $P_{\hat{x}\hat{N}}(k|k)$ は移動局位置の推定量とアンビギュイティ実数解の推定量の分散共分散行列、 $\hat{N}(k|k)$ はアンビギュイティ実数解の推定量である。

$$r_{fx}(k) = \hat{r}(k|k) - P_{\hat{x}\hat{N}}(k|k)P_{\hat{N}}^{-1}(k|k)\{\hat{N}(k|k) - N\}$$

(4.2.11-1)

4.3 慣性航法複合演算処理

4.3.1 処理フロー

慣性航法複合演算処理の処理フローを図 4.3.1-1 に示す。

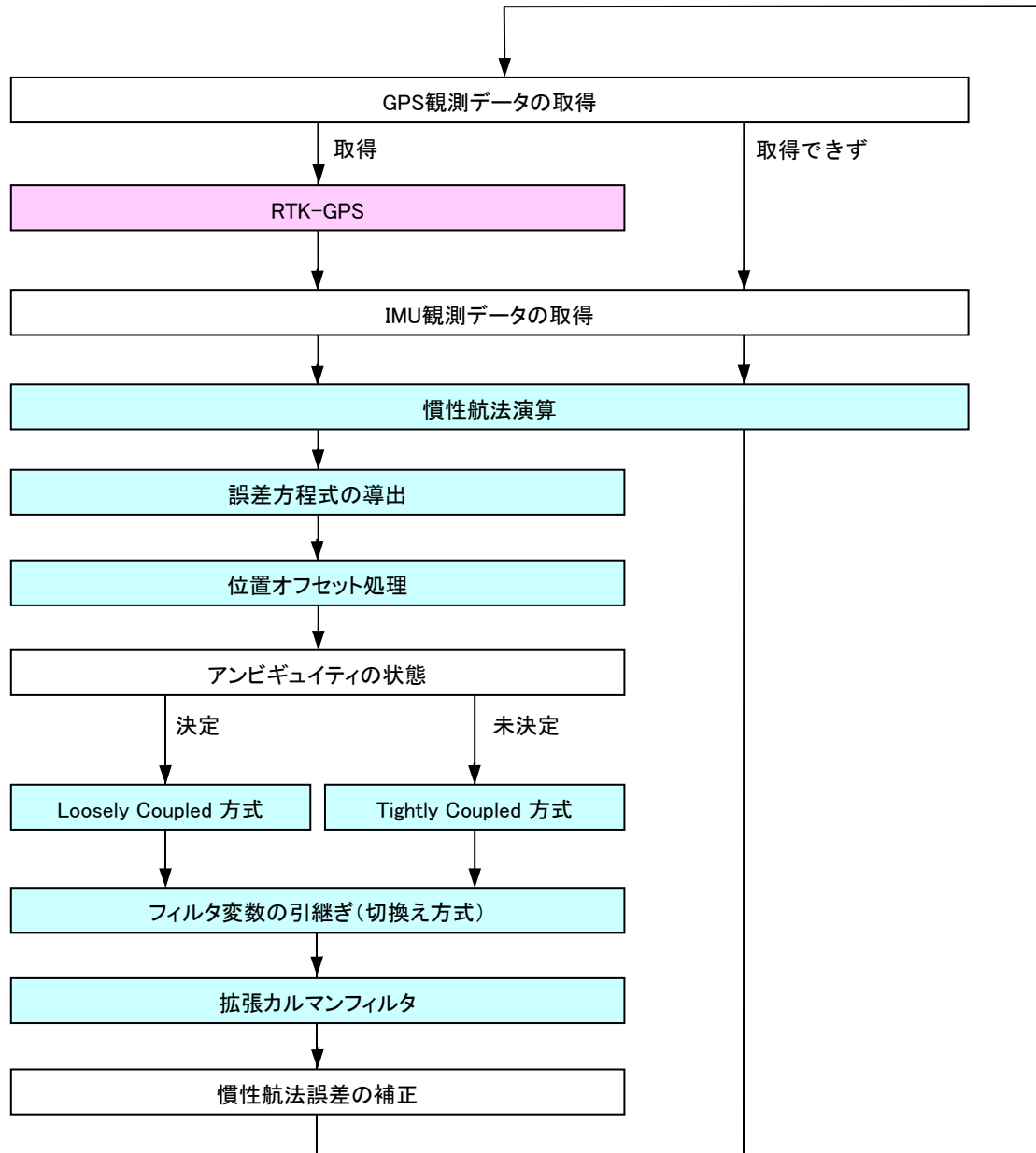


図 4.3.1-1 複合航法の処理フロー

4.3.2 座標系の定義

慣性航法複合演算処理の説明を行う前に本ソフトウェアで用いる座標系について説明する。

移動体の位置（緯度、経度、高度）、姿勢角及び方位角を慣性航法演算によって求めるためには、座標軸の設定が重要である。これらは、基本的に右手系の直交デカルト座標系であるものとし、座標軸を (X, Y, Z) で表す。

(1) I 座標系 (X_I, Y_I, Z_I) Inertial Frame

I 座標系は地球の質量中心を原点にとり、 Z_I 軸は北極点の方向を正とする地軸上に、 X_I 軸と Y_I 軸を赤道面にとり、 X_I 軸は遠い星方向（春分点の方向とする場合もある）を向いているものとする。

(2) E 座標系 (X_E, Y_E, Z_E) Earth-Centered Earth-Fixed Frame

E 座標系は地球と共に回転し、24 時間（正確には恒星日）ごとに I 座標系に一致する。 Z_E 軸は Z_I 軸と等しく北極点の方向を正とする地軸上に、 X_E 軸はグリニッジ子午線と赤道面の交点の方向を正とし、 Y_E 軸を、 X_E 軸を含む赤道面上で Z_E 、 X_E 軸と右手系を成す方向（東経 90 [deg]）に定めたものである。E 座標系は、緯度、経度など移動体の位置を表すために用いられる。

(3) L 座標系 (X_L, Y_L, Z_L) Locally Level Frame

L 座標系は、移動体の現在位置を原点とする局地水平座標系である。北向きを X_L 軸、東向きを Y_L 軸とし、下向きに Z_L 軸をとる NED (North-East-Down) 座標系である。この座標系は、移動体の速度を表すために用いられる。

(4) C 座標系 (X_C, Y_C, Z_C) Computer Frame

C 座標系は計算機内に作り出される座標系で、計算機座標系やワンダーアジマス座標系 (Wander-Azimuth Frame) と呼ばれる。L 座標系と同様、移動体の現在位置を原点とする。北向きを X_C 軸、西向きを Y_C 軸、鉛直上向きを Z_C 軸とした右手系を、 Z_C 軸まわりに "wander angle" と呼ばれる角度 α だけ回転させたものとして定義される。wander angle α は真の北方向に対して西向きを正とするような角度である。

航法座標系として L 座標系を用いないのは、L 座標系の X_L 軸は絶えず北を向いているため、移動体が高緯度で東向きに移動する場合、 Z_L 軸まわりには座標系を保つような大きな回転角が必要になるためである。このような問題を避けるために、真の北向きからのずれを考慮した座標系を定義して信頼性を向上させている。図 4.3.2-1 に E、L、C 座標系を、図 4.3.2-2 に局地水平面内での wander angle と L、C 座標系の関係を示す。

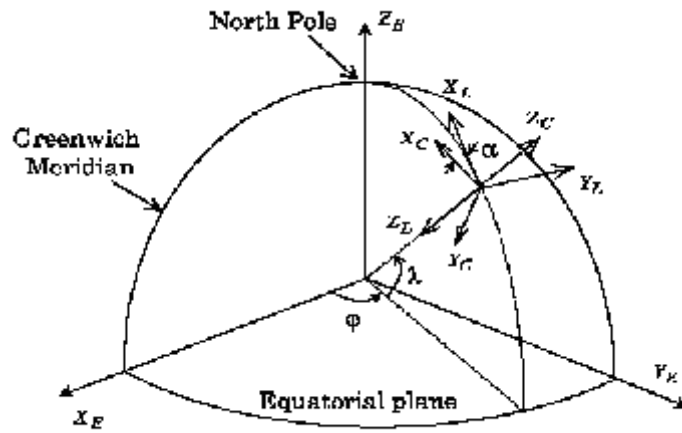


図 4.3.2-1 E、L および C 座標系

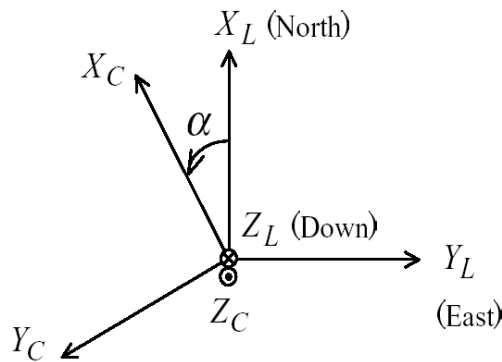


図 4.3.2-2 局地水平面内での wander angle と L および C 座標系

(5) B 座標系 (X_B, Y_B, Z_B) Body Frame

B 座標系は移動体の質量中心を原点にとる座標系で、機体座標系と呼ばれる。これは、車両の先頭方向を X_B 軸（ロール軸、roll axis）、車体の右側を Y_B 軸（ピッチ軸、pitch axis）、 $X_B - Y_B$ 平面に対して垂直下向きを Z_B （ヨー軸、yaw axis）の正方向として表す。加速度計、ジャイロは車体に直接固定して設置され、B 座標系の座標軸に沿った加速度、角速度を検知する。図 4.3.2-3 に B 座標系と、移動体に搭載された加速度計、ジャイロを模式的に示す。

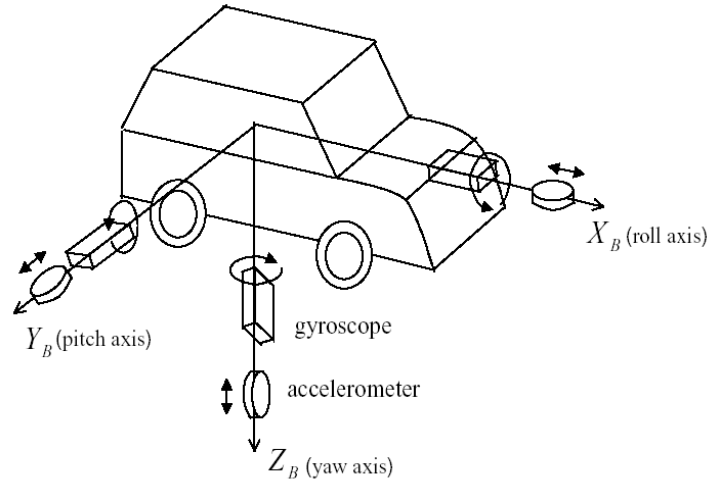


図 4. 3. 2-3 B 座標系と加速度計、ジャイロ

4. 3. 3 慣性航法演算

INS(Inertial Navigation System: 慣性航法装置)の慣性航法演算 (ストラップダウン方式) の算出内容を以下に示す。

(1) 機能

IMU(Inertial Measurement Unit)データを用いて位置、速度、姿勢、方位を算出する。

(2) アルゴリズム

1) 初期化処理

慣性航法演算を行うために、まず B 座標系から C 座標系への座標変換行列の初期値、および E 座標系から C 座標系への座標変換行列の初期値を求める。B 座標系から C 座標系への座標変換行列の初期値を求めるために、ロール角 Φ_0 、ピッチ角、 Θ_0 よりクォータニオンの初期化を行う。クォータニオンの初期値は

$$w_0 = \cos \frac{\Theta_0}{2} \cos \frac{\Phi_0}{2} \quad (4. 3. 3-1)$$

$$x_0 = \cos \frac{\Theta_0}{2} \sin \frac{\Phi_0}{2} \quad (4. 3. 3-2)$$

$$y_0 = \sin \frac{\Theta_0}{2} \cos \frac{\Phi_0}{2} \quad (4. 3. 3-3)$$

$$z_0 = -\sin \frac{\Theta_0}{2} \sin \frac{\Phi_0}{2} \quad (4. 3. 3-4)$$

となる。得られた $(w_0 \ x_0 \ y_0 \ z_0)$ を用いて、B 座標系から C 座標系への変換行列 T_B^C を求めると、

$$T_B^C = \begin{bmatrix} w^2 + x^2 - y^2 - z^2 & 2(xy - wz) & 2(xz + wy) \\ 2(xy + wz) & w^2 - x^2 + y^2 - z^2 & 2(yz - wx) \\ 2(xz - wy) & 2(yz + wx) & w^2 - x^2 - y^2 + z^2 \end{bmatrix} \quad (4.3.3-5)$$

となる。E 座標系から C 座標系への変換行列は、緯度、経度の初期値に加え、求めた wander angle の初期値を用いて

$$T_E^C = \begin{bmatrix} -\cos \alpha_0 \sin \lambda \cos \varphi + \sin \alpha \sin \varphi & -\cos \alpha \sin \lambda \sin \varphi - \sin \alpha \cos \varphi & \cos \alpha \cos \lambda \\ \sin \alpha \sin \lambda \cos \varphi + \cos \alpha \sin \varphi & \sin \alpha \sin \lambda \sin \varphi - \cos \alpha \cos \varphi & -\sin \alpha \cos \lambda \\ \cos \lambda \cos \varphi & \cos \lambda \sin \varphi & \sin \lambda \end{bmatrix} \quad (4.3.3-6)$$

となる。その他に航法演算を始める準備として、座標変換行列 T_E^C を用いて地球の重力モデルの計算（後述の手順 11）参照）を行う必要がある。

上記の初期化処理を完了させた後、図 4.3.3-1 に示す慣性航法演算を行い、得られた INS 位置及び速度を基に、カルマンフィルタを適用した複合航法演算が行われる。

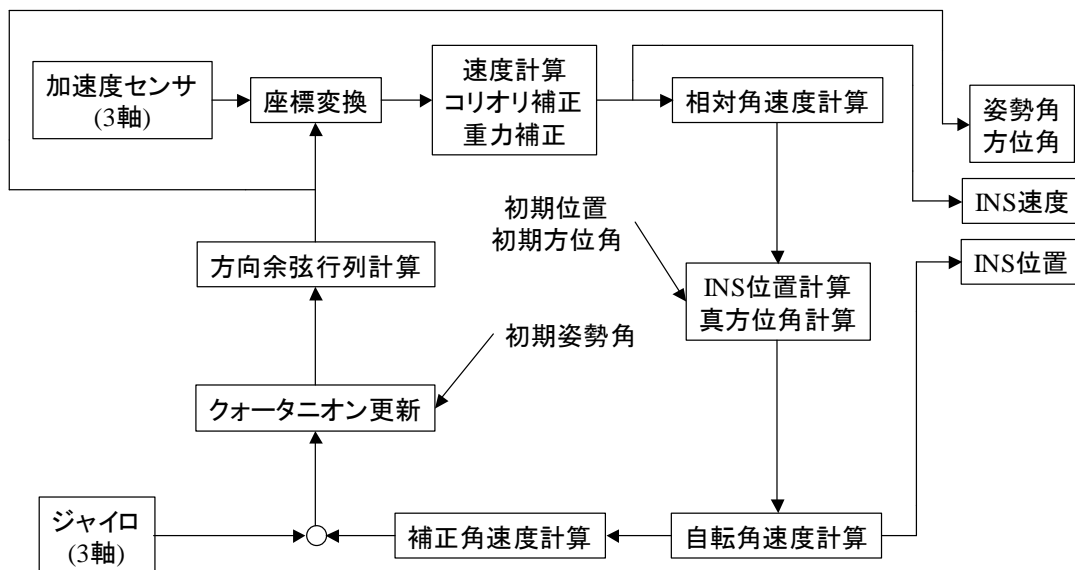


図 4.3.3-1 慣性航法演算ブロック図

2) 航法演算開始

アライメントが完了し、移動体が運用モードに移行すると同時に、慣性航法演算が開始される。ここで、INS の航法演算間隔を ΔT とする。

3) 角速度前処理

移動体の ΔT 間の姿勢変化に伴う、角速度の C 座標系でのふるまいは、地球自転角速度 Ω と相対角速度 ρ の補正を行って

$$\begin{cases} \omega_{C,x} = (-\Omega_{C,x} - \rho_{C,x})\Delta T \\ \omega_{C,y} = (-\Omega_{C,y} - \rho_{C,y})\Delta T \\ \omega_{C,z} = (-\Omega_{C,z} - \rho_{C,z})\Delta T \end{cases} \quad (4.3.3-7)$$

となる。次に、これを B 座標系の 3 軸成分に変換すると

$$\begin{bmatrix} \omega_{B,x} \\ \omega_{B,y} \\ \omega_{B,z} \end{bmatrix} = (T_B^C)^T \begin{bmatrix} \omega_{C,x} \\ \omega_{C,y} \\ \omega_{C,z} \end{bmatrix} \quad (4.3.3-8)$$

が得られる。

4) 角速度処理

ジャイロが時刻 t に出力する角速度を $\omega_{B,x}(t), \omega_{B,y}(t), \omega_{B,z}(t)$ とする。このとき、演算間隔 ΔT で生ずる移動体の角変動量 ($rad / \Delta T \cdot s$) は、 $\omega'_{B,x}, \omega'_{B,y}, \omega'_{B,z}$ を用いて

$$\begin{cases} \omega'_{B,x} = \omega_{B,x}(t) - \omega_{B,x}(t - \Delta T) \\ \omega'_{B,y} = \omega_{B,y}(t) - \omega_{B,y}(t - \Delta T) \\ \omega'_{B,z} = \omega_{B,z}(t) - \omega_{B,z}(t - \Delta T) \end{cases} \quad (4.3.3-9)$$

となる。

5) 座標変換行列 T_B^C の更新と姿勢角算出

まず、式 (4.3.3-9) で算出された角速度を用いて、クォータニオンの時間更新を行う。更新式は

$$\underline{\dot{q}}(t) = \Omega(\underline{\omega}(t))\underline{q}(t), \underline{q}(t_0) = \underline{q}_0 \quad (4.3.3-10)$$

となる。ただし、

$$\underline{\dot{q}} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad \Omega(\underline{\omega}) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{q} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ w \end{bmatrix}$$

とする。更新されたパラメータを式 (4.3.3-5) へ代入し、 T_B^C の更新を行う。更新された T_B^C より、移動体の姿勢角を求める。ロール角 Φ 、ピッチ角 Θ 、およびヨー角 Ψ はそれぞれ、

$$\Phi = \tan^{-1} \left\{ \frac{2(yz + wx)}{w^2 - x^2 - y^2 + z^2} \right\} \quad (4.3.3-11)$$

$$\Theta = \sin^{-1}\{2(xz - wy)\} \quad (4.3.3-12)$$

$$\Psi = \tan^{-1}\left\{\frac{-2(xy + wz)}{w^2 + x^2 - y^2 - z^2}\right\} \quad (4.3.3-13)$$

となる。

6) 加速度変換処理

加速度計から直接出力されたB座標系の加速度を、C座標系の加速度へ変換する。すなわち、

$$\begin{bmatrix} a_{C,x} \\ a_{C,y} \\ a_{C,z} \end{bmatrix} = T_B^C \begin{bmatrix} a_{B,x} \\ a_{B,y} \\ a_{B,z} \end{bmatrix} \quad (4.3.3-14)$$

となる。

7) 速度補正演算

C座標系の速度 $v_{C,x}, v_{C,y}, v_{C,z}$ を算出する。この際、C座標系の加速度に加え、地球の自転角速度 Ω 、相対角速度 ρ 、重力加速度 g が必要となる。

速度補正演算の式は

$$\begin{cases} \dot{v}_{C,x} = a_{C,x} - (\rho_{C,y} + 2\Omega_{C,y})v_{C,z} + (\rho_{C,z} + 2\Omega_{C,z})v_{C,y} + g_{C,x} \\ \dot{v}_{C,y} = a_{C,y} - (\rho_{C,z} + 2\Omega_{C,z})v_{C,x} + (\rho_{C,x} + 2\Omega_{C,x})v_{C,z} + g_{C,y} \\ \dot{v}_{C,z} = a_{C,z} - (\rho_{C,x} + 2\Omega_{C,x})v_{C,y} + (\rho_{C,y} + 2\Omega_{C,y})v_{C,x} + g_{C,z} \end{cases} \quad (4.3.3-15)$$

となる。

8) 相対角速度算出

移動体のC座標系の速度 $v_{C,x}, v_{C,y}$ より、相対角速度は

$$\rho_{C,x} = \frac{-v_{C,y}}{R_x + h} \quad (4.3.3-16)$$

$$\rho_{C,y} = \frac{v_{C,x}}{R_y + h} \quad (4.3.3-17)$$

$$\rho_{C,z} = 0 \quad (4.3.3-18)$$

となる。ただし、

$$R_x = \frac{R_p R_m (1 + \tan^2 \alpha)}{R_p + R_m \tan^2 \alpha} \quad R_y = \frac{R_p R_m (1 + \tan^2 \alpha)}{R_m + R_p \tan^2 \alpha}$$

$$R_m = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \lambda)^{\frac{3}{2}}} \quad R_p = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \lambda}}$$

とし、h: 高度、a: 地球の赤道面での長半径、e: 離心率とする。

9) 座標変換行列 T_C^E の更新と位置の算出

手順 k で求めた相対角速度 ρ を用いて E 座標系から C 座標系への変換行列 T_E^C を更新すると、

$$T_C^E(t_k + \Delta T) \cong \{I + \Omega(t_k)\Delta T\}T_C^E(t_k) \quad (4.3.3-19)$$

となる。ただし、

$$\Omega(t_k) = \begin{bmatrix} 0 & -\rho_{C,z} & \rho_{C,y} \\ \rho_{C,z} & 0 & -\rho_{C,x} \\ -\rho_{C,y} & \rho_{C,x} & 0 \end{bmatrix}$$

とする。更新された T_E^C より、緯度 λ 、経度 φ 、wander angle α について

$$\lambda = \sin^{-1} C_{33} \quad (4.3.3-20)$$

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{C_{32}}{C_{31}} \quad (4.3.3-21)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{-C_{23}}{C_{13}} \quad (4.3.3-22)$$

を得る。ただし、

$$T_C^E \equiv \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}$$

とする。

10) 地球自転角速度の算出

移動体の現在緯度 λ 、wander angle α より、地球自転角速度の C 座標系における 3 軸成分は、

$$\Omega_{C,x} = \Omega \cos \lambda \cos \alpha \quad (4.3.3-23)$$

$$\Omega_{C,y} = -\Omega \cos \lambda \sin \alpha \quad (4.3.3-24)$$

$$\Omega_{C,z} = \Omega \sin \lambda \quad (4.3.3-25)$$

となる。ただし、 $\Omega = 7.2921159 \times 10^{-5}$ [rad/sec] とする。

11) 地球重力モデルの計算

更新された座標変換行列 T_C^E より、C 座標系における重力成分は

$$g_{C,x} = g_n \times h \times C_{33} \times C_{13} \quad (4.3.3-26)$$

$$g_{C,y} = g_n \times h \times C_{33} \times C_{23} \quad (4.3.3-27)$$

$$g_{C,z} = -\left(g_0 + g_{l1} \times C_{33}^2 + g_{l2} \times C_{33}^4\right) \times \left\{1 - \left(g_{h1} - g_{h2} \times C_{33}^2\right) \times h + g_{h3} \times h^2\right\} \quad (4.3.3-28)$$

となる。ただし、h: 高度[ft] とし、

$$g_0 = 32.087686[ft/s^2]$$

$$g_{l1} = 0.1693891$$

$$g_{l2} = 7.47483 \times 10^{-4}$$

$$g_{h1} = 9.6227 \times 10^{-8}$$

$$g_{h2} = 6.409 \times 10^{-10}$$

$$g_{h3} = 6.8512 \times 10^{-15}$$

$$g_n = 1.619 \times 10^{-8}$$

とする。

12) 地球モデルの計算

移動体の現在緯度 λ 、wander angle α が算出されたので、地球モデル、すなわち C 座標系での曲率半径は

$$R_x = \frac{R_p R_m (1 + \tan^2 \alpha)}{R_p + R_m \tan^2 \alpha} \quad (4.3.3-29)$$

$$R_y = \frac{R_p R_m (1 + \tan^2 \alpha)}{R_m + R_p \tan^2 \alpha} \quad (4.3.3-30)$$

となる。ただし、

$$R_m = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 \lambda)^{3/2}} \quad R_p = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \lambda}}$$

とし、h: 高度、 a : 地球の赤道面での長半径、 e : 離心率とする。

以上 3) ~ 12) の処理が繰り返される。

4.3.4 誤差方程式の算出

慣性航法における誤差をカルマンフィルタで補正するための誤差方程式を算出する。

(1) 機能

慣性航法における誤差方程式を算出する。

(2) アルゴリズム

INS の航法誤差は慣性センサから得られる物理量を航法演算の基準となる演算座標系 (C 座標系) での値に座標変換を行う際に生じると考え、その座標変換行列の誤差は INS の誤差源と上記で述べた初期誤差により生じると考える。したがって、局地水平面座標系 (L 座標系) から C 座標系への座標変換行列において方位角誤差による航法誤差への影響を考慮する。なお、INS の誤差源は加速度センサ、ジャイロの誤差のみと仮定する。また、航法誤差は位置誤差、速度誤差、姿勢角誤差、方位角誤差を考え、アライメントにおける方位角誤差は方位角に相当する wander angle の誤差とする。

以下では、

- 1) 位置誤差
- 2) 速度誤差
- 3) 姿勢角誤差
- 4) 方位角誤差
- 5) 慣性センサの誤差

に分けて誤差方程式の導出をおこなう。

1) 位置誤差方程式

INS 航法演算において緯度、経度は座標変換行列 T_E^C から求める。よって、位置誤差 (δr_L) は C 座標系と E 座標系との座標変換行列の誤差 δT_E^C と考えることができる。しかし、移動アライメントの前提条件を考慮すると、方位角誤差 ($\delta\alpha$) が大きいため α の回転によって求められる座標系 (C' 座標系) が真の C 座標系に比べて大きくずれていると考えられる。したがって、大きな誤差を含んだ座標変換行列 \bar{T}_E^C を局地水平面が X 、 Y 軸まわりに微小な傾きを持ち、 Z 軸まわりに大きくずれた C 座標系に変換する座標変換行列としてモデル化する。なお、演算によって求まるものは \bar{T} 、真とするものは T 、その誤差は δT として表す。そこで、 \bar{T}_E^C は

$$\begin{aligned}\bar{T}_E^C &= \bar{T}_L^C \bar{T}_E^L \\ &= (T_L^C + \delta T_L^C) \{I - (\delta r_L \times)\} T_E^L\end{aligned}\tag{4.3.4-1}$$

と考えることができる。ここで、 $(\delta r_L \times)$ はベクトル $\delta r_L = [\delta r_{L,x} \quad \delta r_{L,y} \quad 0]^T$ の要素によって決まる歪対称行列である。次に、式(4.3.4-1)より δT_E^C は

$$\begin{aligned}
\delta T_E^C &= \bar{T}_E^C - T_E^C \\
&= (T_L^C + \delta T_L^C) \{I - (\delta r_L \times)\} T_E^L - T_L^C T_E^L \\
&= \left[\delta T_L^C \{I - (\delta r_L \times)\} - T_L^C (\delta r_L \times) \right] T_E^L
\end{aligned} \tag{4.3.4-2}$$

となる。ここで式(4.3.4-2)において、位置誤差の要因となる行列を位置誤差行列 \mathbf{E} とし、 $\sin \delta\alpha$ 、 $(\cos \delta\alpha - 1)$ を γ 、 β として表すと δT_E^C は

$$\begin{aligned}
\delta T_E^C &= \mathbf{E} T_E^L \\
&= \begin{bmatrix} (\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha & -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & (\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x} \\ -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & -(\beta) \cos \alpha + (\gamma) \sin \alpha & -(\beta+1) \delta r_{C,x} - (\gamma) \delta r_{C,y} \\ -\delta r_{L,y} & \delta r_{L,x} & 0 \end{bmatrix} T_E^L
\end{aligned} \tag{4.3.4-3}$$

となる。ここで、式(4.3.4-3)の両辺を微分すると

$$\begin{aligned}
\delta \dot{T}_E^C &= \mathbf{E} \dot{T}_E^L + \dot{\mathbf{E}} T_E^L \\
&= \dot{\mathbf{E}} T_E^L - \mathbf{E} (\rho_{E/L}^L \times) T_E^L \\
&= \{ \dot{\mathbf{E}} - \mathbf{E} (\rho_{E/L}^L \times) \} T_E^L
\end{aligned} \tag{4.3.4-4}$$

となる。ここで、 $(\rho_{E/L}^L \times)$ は L 座標系における(上添字)、 E 座標系に対する L 座標系(下添字)の相対角速度ベクトルの要素で決まる歪対称行列とする。次に、 δT_E^C を以下のように考えると

$$\begin{aligned}
\delta T_E^C &= \bar{T}_E^C - T_E^C \\
&= -(\bar{\rho}_{E/C}^C \times) \bar{T}_E^C + (\rho_{E/C}^C \times) T_E^C \\
&= \left[-(\bar{\rho}_{E/C}^C \times) \{ (T_L^C + \delta T_L^C) (I - (\delta r_L \times)) \} + (\rho_{E/C}^C \times) T_L^C \right] T_E^L
\end{aligned} \tag{4.3.4-5}$$

となる。よって式(4.3.4-4)と式(4.3.4-5)より位置誤差行列 \mathbf{E} は

$$\begin{aligned}
\dot{\mathbf{E}} &= \mathbf{E} (\rho_{E/L}^L \times) - (\bar{\rho}_{E/C}^C \times) \left[(T_L^C + \delta T_L^C) \{I - (\delta r_L \times)\} \right] + (\rho_{E/C}^C \times) T_L^C \\
&= \mathbf{E} (\rho_{E/L}^L \times) - (\bar{\rho}_{E/C}^C \times) (T_L^C + \mathbf{E}) + (\rho_{E/C}^C \times) T_L^C
\end{aligned} \tag{4.3.4-6}$$

となり、位置に関する誤差方程式を導くことができた。ここで、

$$\rho_{E/L}^L \times = \begin{bmatrix} 0 & -\rho_{L,z} & \rho_{L,y} \\ \rho_{L,z} & 0 & -\rho_{L,x} \\ -\rho_{L,y} & \rho_{L,x} & 0 \end{bmatrix}, \quad \rho_{E/C}^C \times = \begin{bmatrix} 0 & -\rho_{C,z} & \rho_{C,y} \\ \rho_{C,z} & 0 & -\rho_{C,x} \\ -\rho_{C,y} & \rho_{C,x} & 0 \end{bmatrix} \tag{4.3.4-7}$$

であり、これまでの座標変換行列と同様に $(\delta \rho \times) = (\bar{\rho} \times) - (\rho \times)$ として考えることができるので、式(4.3.4-6)を展開することで

$$\begin{aligned}\delta r_{C,x} &= \delta r_{C,y} \{(\beta+1)\rho_{C,x} + (\gamma)\rho_{C,y}\} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ &\quad - \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{C,y} \{(\beta+1)\delta r_{C,x} + (\gamma)\delta r_{C,y}\} - (\gamma)\bar{\rho}_{C,y} + (\beta)\rho_{C,x} + (\beta+1)\delta\rho_{C,x}\end{aligned}\quad (4.3.4-8)$$

$$\begin{aligned}\delta r_{C,y} &= -\delta r_{C,x} \{(\beta+1)\rho_{C,x} + (\gamma)\rho_{C,y}\} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ &\quad + \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{C,x} \{(\beta+1)\delta r_{C,x} + (\gamma)\delta r_{C,y}\} + (\gamma)\bar{\rho}_{C,x} + (\beta)\rho_{C,y} + (\beta+1)\delta\rho_{C,y}\end{aligned}\quad (4.3.4-9)$$

となる。ただし、ストラップダウン方式では $\rho_{C,z} = 0$ とする。また、 $\delta\rho_{C,x}$ 、 $\delta\rho_{C,y}$ は

$$\delta\rho_{C,x} = -\frac{\delta v_{C,y}}{R_x + h} + \frac{v_{C,y}}{(R_x + h)^2} \delta h \quad (4.3.4-10)$$

$$\delta\rho_{C,y} = \frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h \quad (4.3.4-11)$$

として考えることができるので、

$$\begin{aligned}\delta r_{C,x} &= \delta r_{C,y} \{(\beta+1)\rho_{C,x} + (\gamma)\rho_{C,y}\} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ &\quad - \left\{ \rho_{C,y} + \left(\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h \right) \right\} \delta r_{C,y} \{(\beta+1)\delta r_{C,x} + (\gamma)\delta r_{C,y}\} \\ &\quad - \left\{ \rho_{C,y} + \left(\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h \right) \right\} (\gamma) + (\beta)\rho_{C,x} \\ &\quad + \left(-\frac{\delta v_{C,y}}{R_x + h} + \frac{v_{C,y}}{(R_x + h)^2} \delta h \right) (\beta+1) + u_{r,x}\end{aligned}\quad (4.3.4-12)$$

$$\begin{aligned}\delta r_{C,y} &= -\delta r_{C,x} \{(\beta+1)\rho_{C,x} + (\gamma)\rho_{C,y}\} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ &\quad + \left\{ \rho_{C,y} + \left(\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h \right) \right\} \delta r_{C,x} \{(\beta+1)\delta r_{C,x} + (\gamma)\delta r_{C,y}\} \\ &\quad + \left\{ \rho_{C,x} - \left(\frac{\delta v_{C,y}}{R_x + h} - \frac{v_{C,y}}{(R_x + h)^2} \delta h \right) \right\} (\gamma) + (\beta)\rho_{C,y} \\ &\quad + \left(\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h \right) (\beta+1) + u_{r,y}\end{aligned}\quad (4.3.4-13)$$

となる。また、Z軸方向の位置誤差(高度誤差)は次式のようになる。

$$\delta h = \delta v_{C,z} + u_{r,z} \quad (4.3.4-14)$$

以上、(4.3.4-12)、(4.3.4-13)、(4.3.4-14)式が位置誤差に関する方程式となる。ただし、 $u_{r,x}$ 、 $u_{r,y}$ 、 $u_{r,z}$ はモデル化されていない誤差を表すもので、ここでは互いに無相関な平均0、分散 $U_{r,x}$ 、 $U_{r,y}$ 、 $U_{r,z}$ の正規性白色雑音と仮定する。

2) 速度誤差方程式

INS 速度を求める基本方程式から

$$\dot{v}_C = f_C - (\rho_C + 2\Omega_C) \times v_C + g_C \quad (4.3.4-15)$$

として移動体の速度が求まる。ここで、 f は specific force と呼ばれるもので重力を除いた慣性系に対する移動体に生じる加速度のことであり、 g は重力加速度を表す。また、 Ω_C は地球自転角速度ベクトル $\Omega_E (= [0 \ 0 \ \Omega])$ を C 座標系で表したものである。しかしながら、演算速度 \bar{v}_C は姿勢角、方位角の初期値を決定しないため誤差を含んでいるものと考えられるので速度誤差を考慮する際の誤差を含んだ specific force (\bar{f}_C) と重力加速度 (\bar{g}_C) は次のように表すことができる。

$$\bar{f}_C = [I - (\delta\theta_C \times)] f_C + \delta f_C \quad (4.3.4-16)$$

$$\bar{g}_C = g_C + \delta g_C \quad (4.3.4-17)$$

ただし δf_C は加速度センサ誤差であり、 $\delta f_C = b_C$ とする。また、式(4.3.4-17)の C 座標系における重力は $g_C = [0 \ 0 \ -g]^T$ のベクトルで表現できる。また、 δg_C は、真の C 座標系に対し微小な角度誤差 $\delta\theta_{C,x}$ 、 $\delta\theta_{C,y}$ 、 $(\delta\theta_{C,z} = 0)$ がある場合に発生する重力加速度誤差として考えると

$$\delta g_C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\delta\theta_{C,y} \\ 0 & 1 & \delta\theta_{C,x} \\ \delta\theta_{C,y} & -\delta\theta_{C,x} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g\delta\theta_{C,y} \\ -g\delta\theta_{C,x} \\ -g \end{bmatrix} \quad (4.3.4-18)$$

として、 X 、 Y 軸それぞれの重力加速度誤差は $g\delta\theta_{C,y}$ 、 $-g\delta\theta_{C,x}$ として表すことができる。なお、 $\delta\alpha$ 軸に関しては重力加速度誤差は発生しない。これより、移動アライメント時の演算速度 \bar{v}_C は

$$\begin{aligned} \bar{v}_C &= [I - (\delta\theta_C \times)] f_C + b_C + g_C + \delta g_C \\ &\quad - \{(\rho_C + \delta\rho_C) + 2(\Omega_C + \delta\Omega_C)\} \times (v_C + \delta v_C) \end{aligned} \quad (4.3.4-19)$$

として考えることができる。

以上より、移動アライメント時の速度誤差 $\delta\dot{v}_C$ は

$$\begin{aligned} \delta\dot{v}_C &= \bar{v}_C - \dot{v}_C \\ &= f_C \times \delta\theta_C + b_C + v_C \times (\delta\rho_C + 2\delta\Omega_C) - (\rho_C + 2\Omega_C) \times \delta v_C \\ &\quad - (\delta\rho_C + 2\delta\Omega_C) \times v_C + \delta g_C \end{aligned} \quad (4.3.4-20)$$

と示すことができる。これより、 X 軸速度誤差について整理すると

$$\begin{aligned} \delta\dot{v}_{C,x} &= -f_{C,z} \delta\theta_{C,y} + b_{C,x} - (\delta\rho_{C,y} + 2\delta\Omega_{C,y})(v_{C,z} + \delta v_{C,z}) - (\rho_{C,y} + 2\Omega_{C,y}) \delta v_{C,z} \\ &\quad + (\delta\rho_{C,z} + 2\delta\Omega_{C,z})(v_{C,y} + \delta v_{C,y}) + 2\Omega_{C,z} \delta v_{C,y} + g \delta\theta_{C,y} \end{aligned} \quad (4.3.4-21)$$

となる。ここで Z 軸の相対角速度誤差は(4.3.4-30)式より求まり、 X 、 Y 軸の相対角速度誤差は式(4.3.4-10)、(4.3.4-11)のようになる。また後述の式(4.3.4-26)より地球自転角速度誤差 $\delta\Omega_C$ を式(4.3.4-21)に代入すれば

$$\begin{aligned}
\delta \dot{v}_{C,x} = & - \left[\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h - 2\Omega_{L,x} \{ (\beta) \sin \alpha + (\gamma) \cos \alpha \} \right. \\
& \left. + 2\Omega_{C,z} \{ (\beta + 1) \delta r_{C,x} + (\gamma) \delta r_{C,y} \} \right] (v_{C,z} + \delta v_{C,z}) \\
& + \left\{ -\Omega_{C,y} \delta r_{C,x} + \Omega_{C,x} \delta r_{C,y} - \delta \theta_{C,x} (\rho_{C,y} + \Omega_{C,y}) \right. \\
& \left. + \delta \theta_{C,y} (\rho_{C,x} + \Omega_{C,x}) - d_{C,z} \right\} (v_{C,y} + \delta v_{C,y}) \\
& - (\rho_{C,y} + 2\Omega_{C,y}) \delta v_{C,z} + 2\Omega_{C,z} \delta v_{C,y} - f_{C,z} \delta \theta_{C,y} + b_{C,x} + g \delta \theta_{C,y} + u_{v,x}
\end{aligned} \tag{4.3.4-22}$$

を得る。同様にして Y 、 Z 軸の速度誤差も導出し、以下の式を得る。

$$\begin{aligned}
\delta \dot{v}_{C,y} = & \left[\frac{v_{C,y}}{(R_x + h)^2} \delta h - \frac{\delta v_{C,y}}{R_x + h} + 2\Omega_{L,x} \{ (\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha \} \right. \\
& \left. - 2\Omega_{C,z} \{ (\beta + 1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x} \} \right] (v_{C,z} + \delta v_{C,z}) \\
& - \left\{ -\Omega_{C,y} \delta r_{C,x} + \Omega_{C,x} \delta r_{C,y} - \delta \theta_{C,x} (\rho_{C,y} + \Omega_{C,y}) \right. \\
& \left. + \delta \theta_{C,y} (\rho_{C,x} + \Omega_{C,x}) - d_{C,z} \right\} (v_{C,x} + \delta v_{C,x}) \\
& + (\rho_{C,x} + 2\Omega_{C,x}) \delta v_{C,z} - 2\Omega_{C,z} \delta v_{C,x} + f_{C,z} \delta \theta_{C,x} + b_{C,y} - g \delta \theta_{C,x} + u_{v,y}
\end{aligned} \tag{4.3.4-23}$$

$$\begin{aligned}
\delta \dot{v}_{C,z} = & \left[\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h - 2\Omega_{L,x} \{ (\beta) \sin \alpha + (\gamma) \cos \alpha \} \right. \\
& \left. + 2\Omega_{C,z} \{ (\beta + 1) \delta r_{C,x} + (\gamma) \delta r_{C,y} \} \right] (v_{C,x} + \delta v_{C,x}) \\
& + \left[\frac{\delta v_{C,y}}{R_x + h} - \frac{v_{C,y}}{(R_x + h)^2} \delta h - 2\Omega_{L,x} \{ (\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha \} \right. \\
& \left. + 2\Omega_{C,z} \{ (\beta + 1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x} \} \right] (v_{C,y} + \delta v_{C,y}) \\
& + (\rho_{C,y} + 2\Omega_{C,y}) \delta v_{C,x} - (\rho_{C,x} + 2\Omega_{C,x}) \delta v_{C,y} + f_{C,x} \delta \theta_{C,y} - f_{C,y} \delta \theta_{C,x} + b_{C,z} + u_{v,z}
\end{aligned} \tag{4.3.4-24}$$

以上、式(4.3.4-22)、(4.3.4-23)、(4.3.4-24)が速度誤差に関する方程式となる。ただし、 $u_{v,x}$ 、 $u_{v,y}$ 、 $u_{v,z}$ はモデル化されていない誤差を表すもので、ここでは互いに無相関な平均0、分散 $U_{v,x}$ 、 $U_{v,y}$ 、 $U_{v,z}$ の正規性白色雑音と仮定する。

3) 姿勢角誤差方程式

姿勢角誤差は C 座標系と B 座標系の関係を与える角度の誤差として考える。すなわち、ロール角、ピッチ角、ヨー角のずれを姿勢角誤差 $\delta \theta = [\delta \theta_{C,x} \quad \delta \theta_{C,y} \quad \delta \theta_{C,z}]^T$ として考える。

ただし、前述したように Z 軸まわりの Yaw 角誤差 $\delta\theta_{C,z}$ は、wander angle 誤差 $\delta\alpha$ に比べて小さいので無視する。そこで姿勢角誤差は C 座標系を局地水平に保つための地球に対する相対角速度、地球自転角速度の補正誤差、そしてジャイロのバイアス誤差により生ずるとし

$$\delta\dot{\theta}_C = \delta\rho_{E/C}^C + \delta\Omega_C + \delta\theta_C \times \omega_{I/C}^C + d_C \quad (4.3.4-25)$$

を姿勢角の誤差方程式とする。ここで、 d_C はジャイロのバイアス誤差とし、 $d_C = [d_{C,x} \ d_{C,y} \ d_{C,z}]^T$ とする。また、 $\Omega_L (= [\Omega_{L,x} \ \Omega_{L,y} \ \Omega_{L,z}]^T)$ は L 座標系で表した地球自転角速度であり

$$\begin{aligned} \delta\Omega_C &= \bar{\Omega}_C - \Omega_C = \delta T_E^C \Omega_E \\ &= E T_E^L \Omega_E = E \Omega_L = E \begin{bmatrix} \Omega_{L,x} \\ \Omega_{L,y} \\ \Omega_{L,z} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \Omega_{L,x} \{(\beta)\cos\alpha - (\gamma)\sin\alpha\} + \Omega_{L,z} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ -\Omega_{L,x} \{(\beta)\sin\alpha + (\gamma)\cos\alpha\} - \Omega_{L,z} \{(\beta+1)\delta r_{C,x} + (\gamma)\delta r_{C,y}\} \\ (\delta r_{C,x} \sin\alpha + \delta r_{C,y} \cos\alpha) \Omega_{L,x} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.3.4-26)$$

となる。また、

$$\begin{aligned} \delta\theta_C \times \omega_{I/C}^C &= \begin{bmatrix} \delta\theta_{C,x} \\ \delta\theta_{C,y} \\ \delta\theta_{C,z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \rho_{C,x} + \Omega_{C,x} \\ \rho_{C,y} + \Omega_{C,y} \\ \rho_{C,z} + \Omega_{C,z} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \Omega_{C,z} \delta\theta_{C,y} \\ -\Omega_{C,z} \delta\theta_{C,x} \\ (\rho_{C,y} + \Omega_{C,y}) \delta\theta_{C,x} - (\rho_{C,x} + \Omega_{C,x}) \delta\theta_{C,y} \end{bmatrix}, \quad (\delta\theta_{C,z} \cong 0) \end{aligned} \quad (4.3.4-27)$$

となる。これより、式(5-4.2.26)、(5-4.2.27)を式(5-4.2.25)に代入することにより、姿勢角誤差方程式を得る。

$$\begin{aligned} \delta\dot{\theta}_{C,x} &= \Omega_{L,x} \{(\beta)\cos\alpha - (\gamma)\sin\alpha\} + \Omega_{L,z} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ &\quad + \frac{v_{C,y}}{(R_x+h)^2} \delta h - \frac{\delta v_{C,y}}{R_x+h} + \Omega_{C,z} \delta\theta_{C,y} + d_{C,x} + u_{\theta,x} \end{aligned} \quad (5-4.2.28)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\theta}_{C,y} &= -\Omega_{L,z} \{(\beta+1)\delta r_{C,x} + (\gamma)\delta r_{C,y}\} - \Omega_{L,x} \{(\beta)\sin\alpha + (\gamma)\cos\alpha\} \\ &\quad - \frac{v_{C,x}}{(R_y+h)^2} \delta h + \frac{\delta v_{C,x}}{R_y+h} - \Omega_{C,z} \delta\theta_{C,x} + d_{C,y} + u_{\theta,y} \end{aligned} \quad (4.3.4-29)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\theta}_{C,z} &= \delta\rho_{C,z} + (\delta r_{C,x} \sin \alpha + \delta r_{C,y} \cos \alpha) \Omega_{L,x} \\ &\quad + (\rho_{C,y} + \Omega_{C,y}) \delta\theta_{C,x} - (\rho_{C,x} + \Omega_{C,x}) \delta\theta_{C,y} + d_{C,z} \\ &\cong 0 \end{aligned} \quad (4.3.4-30)$$

ただし、 $u_{\theta,x}$ 、 $u_{\theta,y}$ はモデル化されていない誤差を表すもので、ここでは互いに無相関な平均0、分散 $U_{\theta,x}$ 、 $U_{\theta,y}$ の正規性白色雑音と仮定する。

4) 方位角誤差方程式

方位角誤差に関する誤差方程式は、位置誤差方程式と同様に式(5-4-6)から導くことができる。ここで、位置誤差行列 \mathbf{E} を

$$\begin{aligned} \mathbf{E} &= \begin{bmatrix} (\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha & -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & (\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x} \\ -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & -(\beta) \cos \alpha + (\gamma) \sin \alpha & -(\beta+1) \delta r_{C,x} - (\gamma) \delta r_{C,y} \\ -\delta r_{L,y} & \delta r_{L,x} & 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} A & B & (\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x} \\ B & -A & -(\beta+1) \delta r_{C,x} - (\gamma) \delta r_{C,y} \\ -\delta r_{L,y} & \delta r_{L,x} & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.3.4-31)$$

とする。ここで、式(5-4-6)の左辺 $\dot{\mathbf{E}}$ を導出するにあたり \dot{A} 、 \dot{B} は

$$\begin{aligned} \dot{A} &= -\dot{\alpha}(\beta) \sin \alpha + (\dot{\beta}) \cos \alpha - \dot{\alpha}(\gamma) \cos \alpha - (\dot{\gamma}) \sin \alpha zsd \\ &= -\dot{\alpha}\{(\beta) \sin \alpha + (\gamma) \cos \alpha\} + (\dot{\beta}) \cos \alpha - (\dot{\gamma}) \sin \alpha \\ &= \dot{\alpha}B + (\dot{\beta}) \cos \alpha - (\dot{\gamma}) \sin \alpha \end{aligned} \quad (4.3.4-32)$$

$$\begin{aligned} \dot{B} &= -\dot{\alpha}(\beta) \cos \alpha - (\dot{\beta}) \sin \alpha + \dot{\alpha}(\gamma) \sin \alpha - (\dot{\gamma}) \cos \alpha \\ &= -\dot{\alpha}\{(\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha\} - (\dot{\beta}) \sin \alpha - (\dot{\gamma}) \cos \alpha \\ &= -\dot{\alpha}A - (\dot{\beta}) \sin \alpha - (\dot{\gamma}) \cos \alpha \end{aligned} \quad (4.3.4-33)$$

となる。また、 \mathbf{E} の右辺は ($\rho_{C,z} = 0$) とし、 Z 軸の相対角速度 $\rho_{L,z}$ は方位角の時間微分要素 $\dot{\alpha}$ と考えることができることより

$$\begin{aligned} \dot{A} &= B\rho_{L,z} - \rho_{L,y} \{(\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x}\} \\ &\quad - \delta\rho_{C,z} \{(\beta+1) \sin \alpha + (\gamma) \cos \alpha\} + \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{L,y} \\ &= B\dot{\alpha} - \rho_{L,y} \{(\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x}\} \\ &\quad - \delta\rho_{C,z} \{(\beta+1) \sin \alpha + (\gamma) \cos \alpha\} + \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{L,y} \end{aligned} \quad (4.3.4-34)$$

$$\begin{aligned} \dot{B} &= -A\rho_{L,z} + \rho_{L,x} \{(\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x}\} \\ &\quad + \delta\rho_{C,z} \{-(\beta+1) \cos \alpha + (\gamma) \sin \alpha\} - \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{L,x} \\ &= -A\dot{\alpha} + \rho_{L,x} \{(\beta+1) \delta r_{C,y} - (\gamma) \delta r_{C,x}\} \\ &\quad + \delta\rho_{C,z} \{-(\beta+1) \cos \alpha + (\gamma) \sin \alpha\} - \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{L,x} \end{aligned} \quad (4.3.4-35)$$

となる。ここで、式(4.3.4-34)の両辺に $\cos \alpha$ を、式(4.3.4-35)の両辺に $\sin \alpha$ を乗じ、互いを差し引くことにより

$$\dot{\beta} = \rho_{C,y} \{(\beta)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} - (\gamma)\delta \rho_{C,z} - \delta \rho_{C,y} \delta r_{C,y} \quad (4.3.4-36)$$

を得る。また、同様にして式(4.3.4-34)の両辺に $\sin \alpha$ を、式(5-4-35)の両辺に $\cos \alpha$ を乗じ、互いを加えることにより

$$\dot{\gamma} = -\rho_{C,x} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} + (\beta+1)\delta \rho_{C,z} + \bar{\rho}_{C,y} \delta r_{C,x} \quad (4.3.4-37)$$

を得る。一方、 $\delta \rho_{C,z}$ は式(4.3.4-30)より求められるので、式(4.3.4-36)、(4.3.4-37)に代入すると

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & \rho_{C,y} \{(\beta)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} \\ & + \{(\delta r_{C,x} \sin \alpha + \delta r_{C,y} \cos \alpha)\Omega_{L,x} + (\rho_{C,y} + \Omega_{C,y})\delta \theta_{C,x} \\ & - (\rho_{C,x} + \Omega_{C,x})\delta \theta_{C,y} + d_{C,z}\}(\gamma) - \delta \rho_{C,y} \delta r_{C,y} + u_{\beta} \end{aligned} \quad (4.3.4-38)$$

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} = & -\rho_{C,x} \{(\beta+1)\delta r_{C,y} - (\gamma)\delta r_{C,x}\} - \{(\delta r_{C,x} \sin \alpha + \delta r_{C,y} \cos \alpha)\Omega_{L,x} \\ & + (\rho_{C,y} + \Omega_{C,y})\delta \theta_{C,x} - (\rho_{C,x} + \Omega_{C,x})\delta \theta_{C,y} + d_{C,z}\}(\beta+1) \\ & + \left\{ \rho_{C,y} + \left(\frac{\delta v_{C,x}}{R_y + h} - \frac{v_{C,x}}{(R_y + h)^2} \delta h \right) \right\} \delta r_{C,x} + u_{\gamma} \end{aligned} \quad (4.3.4-39)$$

以上、式(4.3.4-38)、(4.3.4-39)が方位角誤差に関する方程式となる。ただし、 u_{β} 、 u_{γ} はモデル化されていない誤差を表すもので、ここでは互いに無相関な平均0、分散 U_{β} 、 U_{γ} の正規性白色雑音とする。また、それら β 、 γ を用いて方位角誤差 $\delta \alpha$ は

$$\delta \alpha = \tan^{-1} \frac{\sin \delta \alpha}{1 + (\cos \delta \alpha - 1)} \quad (4.3.4-40)$$

として求めることができる。

5) 慣性センサの誤差モデル

加速度センサ、ジャイロの誤差は共に強い自己相関をもつ量と考えられる。したがって慣性センサの誤差を、各軸成分がそれぞれ指数関数で表されるような自己相関を持つ有色雑音として取り扱い、1次のマルコフ過程としてモデル化し以下のように表現する。

$$b_{B,x} = -\frac{1}{\tau_b} b_{B,x} + u_{b,x} \quad (4.3.4-41)$$

$$b_{B,y} = -\frac{1}{\tau_b} b_{B,y} + u_{b,y} \quad (4.3.4-42)$$

$$b_{B,z} = -\frac{1}{\tau_b} b_{B,z} + u_{b,z} \quad (4.3.4-43)$$

$$d_{B,x} = -\frac{1}{\tau_d} d_{B,x} + u_{d,x} \quad (4.3.4-44)$$

$$d_{B,y} = -\frac{1}{\tau_d} d_{B,y} + u_{d,y} \quad (4.3.4-45)$$

$$d_{B,z} = -\frac{1}{\tau_d} d_{B,z} + u_{d,z} \quad (4.3.4-46)$$

ただし、 $u_{b,x}, \dots, u_{d,z}$ は互いに無相関で、平均 0、分散 $U_{b,x}, \dots, U_{d,z}$ の正規性白色雑音であり、 τ_b 、 τ_d は相関時間である。

4.3.5 位置オフセット処理

実環境において、慣性航法複合演算を実施する際、GPS アンテナと IIM の座標の違いによるオフセットを考慮しなくてはならない。慣性航法複合演算における Loosely Coupled 方式は GPS の位置、速度と IMU の位置、速度を用いて観測量を計算するため、GPS、IMU それぞれの座標を統一する必要がある。ここでは、IMU と GPS アンテナの設置箇所による座標の違い（位置オフセット）に対し、補正を行う手法について説明する。

(1) 機能

GPS アンテナと IMU の位置オフセット量から GPS の位置を IMU の位置へ補正する。

(2) アルゴリズム

位置オフセットの概略図を図 4.3.5-1 に示す。

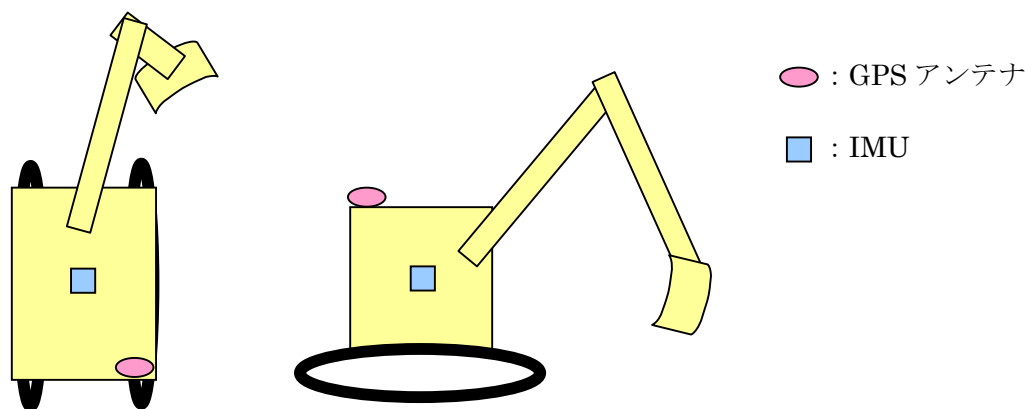


図 4.3.5-1 IMU と GPS アンテナの物理的オフセット

(左図：上から見た図、右図：横から見た図)

1) 初期設定

IMU の ENU 座標を $[0,0,0]^T$ とし、ロール角 Ψ 、ピッチ角 Ξ 、方位角 Φ がそれぞれ 0 [deg] であった場合の GPS アンテナ箇所における物理的オフセット量を求める。水平方向に対して東方向に m [m]、南方向に n [m]、鉛直高さ方向に h [m] とすると GPS アンテナの ENU 座標は $[m,-n,h]^T$ となる。また、静止している状態で IMU に角速度 $\underline{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ だけ印加されると、機体座標系での IMU の速度は $\underline{v}_i = [0,0,0]^T$ であり、角速度による GPS アンテナにおける速度は $\underline{v}_g^\omega = \underline{\omega} \times \underline{s}^g$ (\times : 外積) となる。

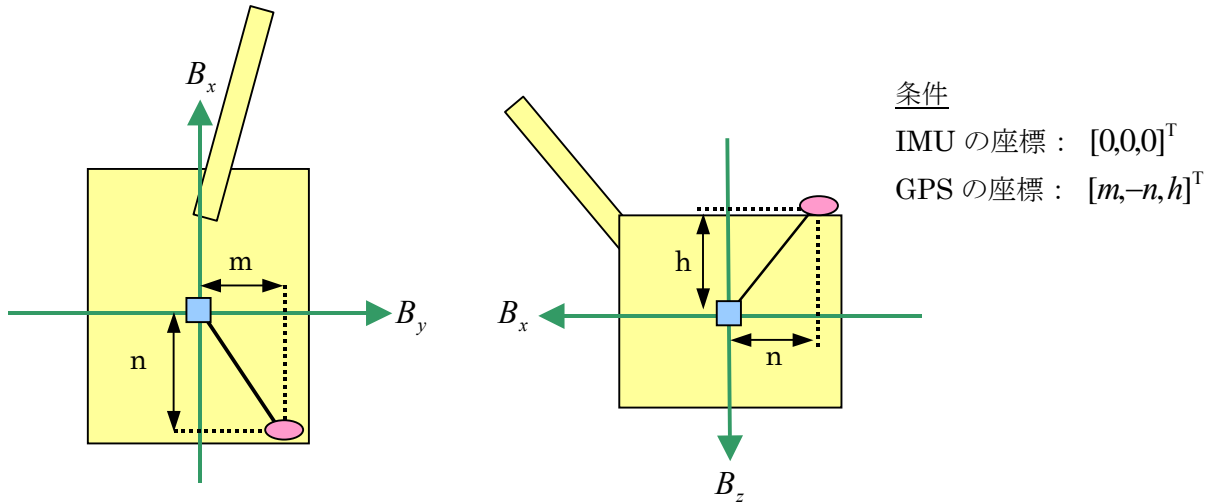


図 4.3.5-2 オフセットパラメータの詳細

(左図：上方より見た図、右図：側面より見た図)

2) GPS アンテナの座標からの IMU 座標での GPS 位置の算出

IMU における真の角度 (ロール角 Ψ 、ピッチ角 Θ 、方位角 Φ) を用いて機体座標 (B_x, B_y, B_z) から局地平面 (ENU) 座標 (L_x, L_y, L_z) への座標変換は

$$\begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} T_B^L \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \quad (4.3.5-1)$$

となる。ここで、 T_B^L は、機体座標 (B_x, B_y, B_z) から局地水平面 (NED) 座標 (L'_x, L'_y, L'_z) への座標変換行列であり、以下の式で表される。

$$T_B^L = \begin{bmatrix} \cos\Theta\cos\Phi & \sin\Psi\sin\Theta\cos\Phi - \cos\Psi\sin\Phi & \cos\Psi\sin\Theta\cos\Phi + \sin\Psi\sin\Phi \\ \cos\Theta\sin\Phi & \sin\Psi\sin\Theta\sin\Phi + \cos\Psi\cos\Phi & \cos\Psi\sin\Theta\sin\Phi - \sin\Psi\cos\Phi \\ -\sin\Theta & \sin\Psi\cos\Theta & \cos\Psi\cos\Theta \end{bmatrix} \quad (4.3.5-2)$$

よって、IMU 座標における GPS 座標は物理的オフセット量 $(B_x, B_y, B_z) = (-n, m, -h)$ を用いて

$$\begin{bmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} T_B^L \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \quad (4.3.5-3)$$

となる。

3) GPS アンテナでの速度から IMU 座標での GPS 速度の算出

GPS アンテナでの速度 $[v_g^E, v_g^N, v_g^U]^T$ が与えられているとき、IMU 座標における GPS アンテナ

の速度 $\underline{v}_i = [v_i^E, v_i^N, v_i^U]^T$ は、IMU の角速度と物理的オフセット量により以下の関係式となる。

$$\underline{v}_i = \begin{bmatrix} v_i^E \\ v_i^N \\ v_i^U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_g^E \\ v_g^N \\ v_g^U \end{bmatrix} - T_B^L \underline{v}_g^\omega = \begin{bmatrix} v_g^E \\ v_g^N \\ v_g^U \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} T_B^{L'} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -n \\ m \\ -h \end{bmatrix} \quad (4.3.5-4)$$

4.3.6 Loosely coupled 方式

慣性航法複合演算において、慣性航法演算の誤差を補正する手法の Loosely coupled 方式について説明する。

(1) 機能

Loosely coupled 方式のモデル式を算出する。

(2) アルゴリズム

4.3.4 において、INS の航法誤差に関する方程式が得られ、Loosely coupled 方式の INS 航法誤差を表 4.3.6-1 に示す。慣性航法複合演算における Loosely coupled 方式は表 4.3.6-1 に示した INS の航法誤差を、GPS の位置と速度を用いて推定し補正する。

表 4.3.6-1 Loosely coupled 方式の状態変数

1. $\delta r_{C,x}$: X_C 軸まわりの位置誤差	9. $b_{B,x}$: X_B 軸加速度バイアス
2. $\delta r_{C,y}$: Y_C 軸まわりの位置誤差	10. $b_{B,y}$: Y_B 軸加速度バイアス
3. $\delta v_{C,x}$: X_C 軸方向の速度誤差	11. $b_{B,z}$: Z_B 軸加速度バイアス
4. $\delta v_{C,y}$: Y_C 軸方向の速度誤差	12. $d_{B,x}$: X_B 軸ジャイロバイアス
5. $\delta \theta_{C,x}$: X_C 軸まわりの姿勢角誤差	13. $d_{B,y}$: Y_B 軸ジャイロバイアス
6. $\delta \theta_{C,y}$: Y_C 軸まわりの姿勢角誤差	14. $d_{B,z}$: Z_B 軸ジャイロバイアス
7. δh : Z_C 軸方向の高度誤差	15. γ : $\sin \delta \alpha$
8. $\delta v_{C,z}$: Z_C 軸方向の速度誤差	16. β : $(\cos \delta \alpha - 1)$

Loosely coupled 方式は図 4.3.6-1 に示すような構成であり、GPS の測位結果（位置、速度）を用い、表 4.3.6-1 の各変数を推定する。以下では Loosely coupled 方式における状態方程式および観測方程式を示す。

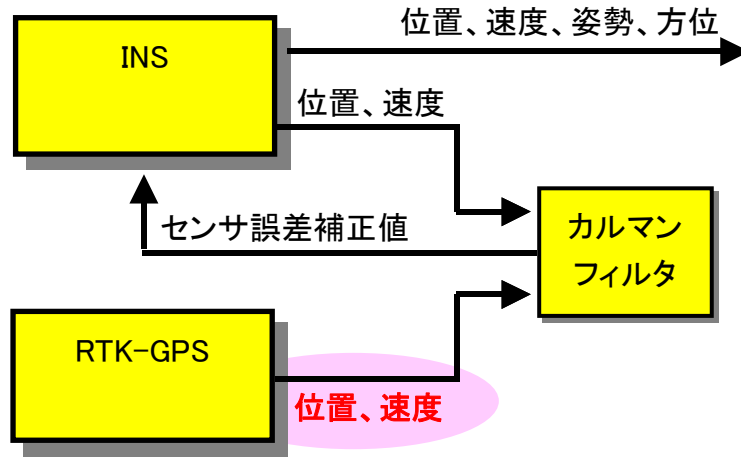


図 4.3.6-1 Loosely coupled 方式のシステム構成

1) 状態方程式 (Loosely 方式)

表 4.3.6-1 に示した INS の位置誤差、速度誤差、姿勢角誤差、方位角誤差、及び慣性センサのバイアス誤差を状態変数とし、状態ベクトルを次のように定義する。

$$x_L \equiv [\delta r_{C,x} \ \delta r_{C,y} \ \delta r_{C,z} \ \delta v_{C,x} \ \delta v_{C,y} \ \delta \theta_{C,x} \ \delta \theta_{C,y} \ \delta h \ b_{B,x} \ b_{B,y} \ b_{B,z} \ d_{B,x} \ d_{B,y} \ d_{B,z} \ \gamma \ \beta]^T$$

したがって、 x_L を用いると連続時間の状態方程式は

$$\dot{x}_L(t) = \tilde{f}(x_L(t), t) + u_L(t) \quad (4.3.6-1)$$

の形で表すことができる。ただし、関数 \tilde{f} は 0 項に示した INS の航法誤差に関する方程式から定まる既知のベクトル関数である。また、 $u_L(t)$ は 16 次元の正規性白色雑音ベクトルであり

$$u_L(t) \equiv [u_{r,x}(t) \ u_{r,y}(t) \ u_{v,x}(t) \ u_{v,y}(t) \ u_{\theta,x}(t) \ u_{\theta,y}(t) \ u_h(t) \ u_{v,z}(t) \\ u_{b,x}(t) \ u_{b,y}(t) \ u_{b,z}(t) \ u_{d,x}(t) \ u_{d,y}(t) \ u_{d,z}(t) \ u_\gamma(t) \ u_\beta(t)]^T$$

$$E[u_L(t)] = 0$$

$$E[u_L(t)u_L^T(t)] \equiv U_L(t) \\ = \text{diag} \{ U_{r,x}(t), U_{r,y}(t), U_{v,x}(t), U_{v,y}(t), U_{\theta,x}(t), \\ U_{\theta,y}(t), U_h(t), U_{v,z}(t), U_{b,x}(t), U_{b,y}(t), \\ U_{b,z}(t), U_{d,x}(t), U_{d,y}(t), U_{d,z}(t), U_\gamma(t), U_\beta(t) \}$$

とする。ここで、式(4.3.6-1)を観測データである GPS 信号の更新間隔 Δt でオイラー近似し離散化すると

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{x_L(k+1) - x_L(k)}{\Delta t} = \tilde{f}(x_L(k), k) + u_L(k) \quad (4.3.6-2)$$

$$\begin{aligned} x_L(k+1) &= x_L(k) + \tilde{f}(x_L(k), k)\Delta t + q_L(k) \\ &\equiv f(x_L(k), k) + q_L(k) \end{aligned} \quad (4.3.6-3)$$

となり離散時間系の状態方程式が得られる。ただし、

$$\begin{aligned} q_L(k) &\equiv u_L(k)\Delta t \\ f(x_L(k), k) &= x_L(k) + \tilde{f}(x_L(k), k)\Delta t \end{aligned}$$

である。また、 $q_L(k)$ は平均が0、共分散行列

$$\begin{aligned} E[q_L(k)q_L^T(k)] &\equiv Q_L(k) \\ &= \text{diag}\{Q_{r,x}(k), Q_{r,y}(k), Q_{v,x}(k), Q_{v,y}(k), Q_{\theta,x}(k), \\ &\quad Q_{\theta,y}(k), Q_h(k), Q_{v,z}(k), Q_{b,x}(k), Q_{b,y}(k), \\ &\quad Q_{b,z}(k), Q_{d,x}(k), Q_{d,y}(k), Q_{d,z}(k), Q_\gamma(k), Q_\beta(k)\} \end{aligned}$$

であるような正規性白色雑音ベクトルである。

2) 観測方程式

Loosely coupled 方式では GPS より得られる位置、速度と INS が出力する位置、速度との差を観測量として観測方程式を導出する。すなわち、

$$\text{INS演算誤差} = \text{INS演算値} - \text{GPS観測量}$$

として、INS 演算誤差を観測量とすることを考える。ただし、GPS 位置は E 座標系、GPS 速度は L 座標系で観測されるため、上記の関係に当てはめるには GPS 観測量を航法演算座標系である C 座標系に適切に変換する必要がある。そこで以下では、方位角が未知であるために生じる座標変換の誤差を考慮した位置、速度観測量について述べる。

ここで、INS から得られる諸量には” i ”、GPS から得られる諸量には” g ” を各変数の右肩に付加する。例えば、 $v_{C,x}^i$ は INS から得られる C 座標系での X 軸に関する速度である。また、GPS データは離散的に得られ、データ更新間隔は Δt とする。

(i) 位置誤差観測量

INS と GPS より得られる緯度 λ と経度 φ の差を位置誤差観測量とする。したがって、この位置誤差観測量を C 座標系に適切に変換する。まず、 E 座標系と L 座標系の関係について考える。 E 座標系での INS 演算の緯度誤差 $\Delta\lambda$ 、経度誤差 $\Delta\varphi$ は

$$\Delta\lambda = \lambda^i - \lambda^g \quad (4.3.6-4)$$

$$\Delta\varphi = \varphi^i - \varphi^g \quad (4.3.6-5)$$

として GPS 位置観測量を基準とすることで与えられる。

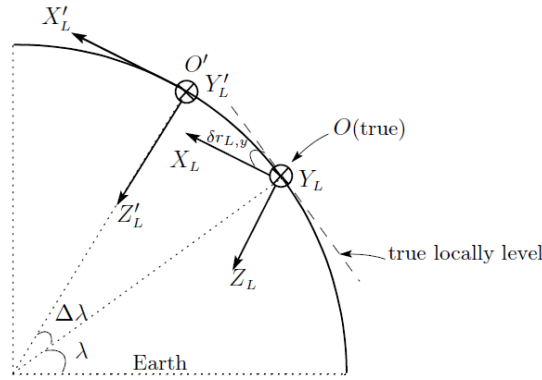


図 4.3.6-2 緯度誤差と $\delta r_{L,y}$ の関係

緯度誤差 $\Delta\lambda$ と $\delta r_{L,y}$ の関係を図 4.3.6-2 に示す。 $\Delta\lambda$ により、移動体の真の位置 O で E 座標系から L 座標系へ座標変換を行うと O' を原点とする L' 座標系 (X'_L 、 Y'_L 、 Z'_L) が構成される。しかし、この L' 座標系は実際の位置 O で構成されるべき L 座標系とは異なる。すなわち、緯度誤差が $+\Delta\lambda$ である場合、INS 演算によって構成される局地水平面 (L' 座標系) は、真の局地水平面に対して Y_L 軸まわりに関して、 $-\delta r_{L,y}$ だけ傾いてしまうことが分かる。したがって、次式の関係を得る。

$$\Delta\lambda = -\delta r_{L,y} \quad (4.3.6-6)$$

次に、経度誤差 $\Delta\phi$ が INS 演算によって構成される局地水平面に及ぼす影響について考える。緯度誤差の場合と同様に経度誤差 $\Delta\phi$ により、INS 演算によって構成された L' 座標系は真の L 座標系とは異なる (図 4.3.6-3)。 $\Delta\phi$ は X_E 軸まわりの回転角であり、 L' 座標系は真の局地水平面に対して X_L 軸まわりに関して、 $\delta r_{L,x}$ だけ傾くことが分かる。しかし、 X_L 軸と X'_L は赤道上以外は平行な関係ではないので、 $\Delta\phi = \delta r_{L,x}$ の関係は成り立たない。したがって、経度誤差による $\delta r_{L,x}$ を考慮する際、 $\Delta\phi$ の物理量を適切に変換する必要がある。図 4.3.6-4 に示すように、 $\delta r_{L,x}$ は緯度 λ を用いて次のように表すことができる。

$$\delta r_{L,x} = \Delta\phi \cos \lambda \quad (4.3.6-7)$$

ただし、 $\Delta\phi$ による Z_L 軸まわりの誤差 $\delta r_{L,z}$ は、方位角誤差 $\delta\alpha$ に含まれるものとして 0 と仮定する。

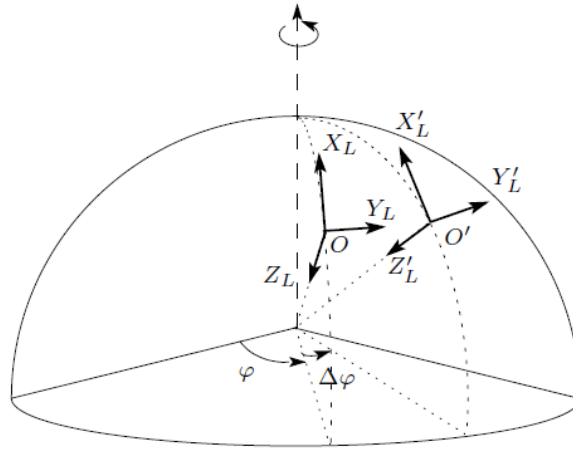


図 4.3.6-3 L' 座標系と真の L 座標系の関係

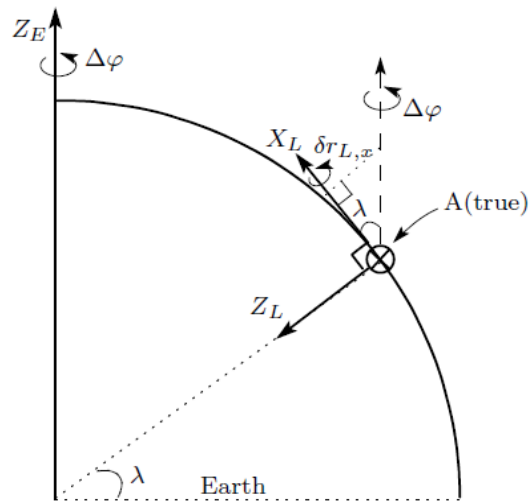


図 4.3.6-4 経度誤差と $\delta r_{L,x}$ の関係

以上より、 E 座標系での INS 演算の位置誤差 $\Delta\lambda$ 、 $\Delta\phi$ は L 座標系において

$$\begin{bmatrix} \delta r_{L,x}^i \\ \delta r_{L,y}^i \\ \delta r_{L,z}^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\phi \cos \lambda \\ -\Delta\lambda \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.3.6-8)$$

と示され、更に C 座標系に変換すると

$$\begin{bmatrix} \delta r_{C,x}^i \\ \delta r_{C,y}^i \\ \delta r_{C,z}^i \end{bmatrix} = T_L^C \begin{bmatrix} \Delta\phi \cos \lambda \\ -\Delta\lambda \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.3.6-9)$$

と表すことができる。式(4.3.6-9)を $\delta\alpha$ による座標変換行列の誤差 δT_L^C を考慮し展開すると

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \delta r_{C,x}^i \\ \delta r_{C,y}^i \\ \delta r_{C,z}^i \end{bmatrix} &= (\bar{T}_L^C - \delta T_L^C) \begin{bmatrix} \Delta\varphi \cos \lambda \\ -\Delta\lambda \\ 0 \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & -\cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varphi \cos \lambda \\ -\Delta\lambda \\ 0 \end{bmatrix} \\
&\quad - \begin{bmatrix} (\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha & -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & 0 \\ -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & -(\beta) \cos \alpha + (\gamma) \sin \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varphi \cos \lambda \\ -\Delta\lambda \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4.3.6-10}$$

となる。ただし、

$$\gamma \equiv \sin \delta\alpha, \quad \beta \equiv \cos \delta\alpha - 1 \tag{4.3.6-11}$$

である。したがって

$$\begin{aligned}
\Delta\varphi \cos \lambda \cos \alpha + \Delta\lambda \sin \alpha &= \delta r_{C,x}^i - [\Delta\varphi \cos \lambda \sin \alpha - \Delta\lambda \cos \alpha] \gamma \\
&\quad + [\Delta\varphi \cos \lambda \cos \alpha + \Delta\lambda \sin \alpha] \beta \\
&\quad - \Delta\varphi \cos \lambda \sin \alpha + \Delta\lambda \cos \alpha \\
&= \delta r_{C,y}^i - [\Delta\varphi \cos \lambda \cos \alpha + \Delta\lambda \sin \alpha] \gamma \\
&\quad - [\Delta\varphi \cos \lambda \sin \alpha - \Delta\lambda \cos \alpha] \beta
\end{aligned} \tag{4.3.6-12}$$

となる。これらをまとめ、さらに GPS 観測雑音 $n_{P,x}$ $n_{P,y}$ $n_{P,z}$ を考慮すると

$$\begin{aligned}
z_{P,x} &\equiv r_{C,x}^i - r_{C,x}^g \\
&= \delta r_{C,x}^i + (r_{C,y}^i - r_{C,y}^g) \gamma + (r_{C,x}^i - r_{C,x}^g) \beta + n_{P,x}
\end{aligned} \tag{4.3.6-13}$$

$$\begin{aligned}
z_{P,y} &\equiv r_{C,y}^i - r_{C,y}^g \\
&= \delta r_{C,y}^i - (r_{C,x}^i - r_{C,x}^g) \gamma + (r_{C,y}^i - r_{C,y}^g) \beta + n_{P,y}
\end{aligned} \tag{4.3.6-14}$$

として位置誤差に関する観測量を得る。また、高度誤差 δh に関しては

$$\begin{aligned}
z_{P,z} &\equiv h^i - h^g \\
&= \delta h + n_{P,z}
\end{aligned} \tag{4.3.6-15}$$

となる。

(ii) 速度誤差観測量

GPS 速度 (L 座標系) を C 座標系に座標変換し、INS 速度との差を速度観測量とする。したがって、方位角誤差 $\delta\alpha$ を考慮し方位角を $\alpha + \delta\alpha$ として L 座標系と C 座標系の関係を示す (図 4.3.6-5)。

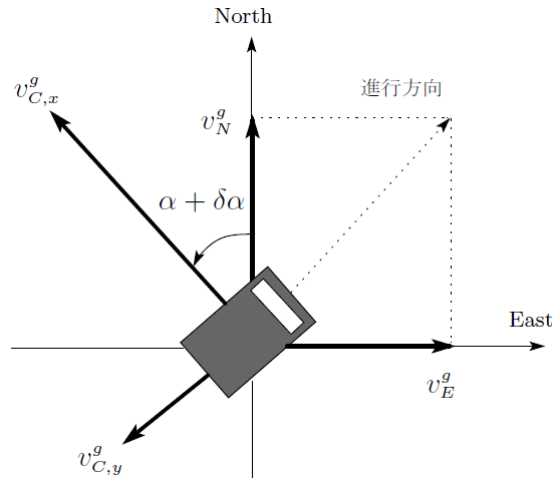


図 4.3.6-5 GPS 速度の C 座標系への変換

これより、GPS 速度を基準とすると INS 演算速度誤差は

$$\begin{aligned}
 \delta v_C^i &= v_C^i - T_L^C v_L^g \\
 &= v_C^i - (\bar{T}_L^C - \delta T_L^C) v_L^g \\
 &= v_C^i - \bar{T}_L^C v_L^g + \delta T_L^C v_L^g
 \end{aligned} \tag{4.3.6-16}$$

と表すことができる。ここで、位置誤差観測の場合と同様に γ 、 β を用いて展開すると

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \delta v_{C,x}^i \\ \delta v_{C,y}^i \\ \delta v_{C,z}^i \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} v_{C,x}^i \\ v_{C,y}^i \\ v_{C,z}^i \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & -\cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_N^g \\ v_E^g \\ v_D^g \end{bmatrix} \\
 &+ \begin{bmatrix} (\beta) \cos \alpha - (\gamma) \sin \alpha & -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & 0 \\ -(\beta) \sin \alpha - (\gamma) \cos \alpha & -(\beta) \cos \alpha + (\gamma) \sin \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_N^g \\ v_E^g \\ v_D^g \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{4.3.6-17}$$

となる。したがって

$$\begin{aligned}
 \delta v_{C,x}^i &= v_{C,x}^i - v_N^g \cos \alpha + v_E^g \sin \alpha \\
 &+ (v_N^g \cos \alpha - v_E^g \sin \alpha) \beta - (v_N^g \sin \alpha + v_E^g \cos \alpha) \gamma
 \end{aligned} \tag{4.3.6-18}$$

$$\begin{aligned}
 \delta v_{C,y}^i &= v_{C,y}^i + v_N^g \sin \alpha + v_E^g \cos \alpha \\
 &- (v_N^g \sin \alpha + v_E^g \cos \alpha) \beta - (v_N^g \cos \alpha - v_E^g \sin \alpha) \gamma
 \end{aligned} \tag{4.3.6-19}$$

$$\delta v_{C,z}^i = v_{C,z}^i - v_D^g \tag{4.3.6-20}$$

となる。さらに GPS 観測雑音 $n_{v,x}$ $n_{v,y}$ $n_{v,z}$ を考慮すると

$$\begin{aligned}
 z_{v,x} &\equiv v_{C,x}^i - v_{C,x}^g \\
 &= \delta v_{C,x}^i - v_{C,x}^g \beta - v_{C,y}^g \gamma + n_{v,x}
 \end{aligned} \tag{4.3.6-21}$$

$$\begin{aligned} z_{v,y} &\equiv v_{C,y}^i - v_{C,y}^g \\ &= \delta v_{C,y}^i - v_{C,y}^g \beta + v_{C,x}^g \gamma + n_{v,y} \end{aligned} \quad (4.3.6-22)$$

$$\begin{aligned} z_{v,z} &\equiv v_{C,z}^i + v_{C,z}^g \\ &= \delta v_{C,z}^i + n_{v,z} \end{aligned} \quad (4.3.6-23)$$

と表すことができ、速度誤差の観測量を得る。

(iii) 観測方程式

式(4.3.6-13)～(4.3.6-15)、式(4.3.6-21)～(4.3.6-23)をまとめ、ベクトル・行列表現すれば、時刻 k での観測方程式は

$$z_L(k) = H_L(k)x_L(k) + n_L(k) \quad (4.3.6-24)$$

と表すことができる。ただし

$$\begin{aligned} z_L(k) &= [z_{p,x}(k) \ z_{p,y}(k) \ z_{p,z}(k) \ z_{v,x}(k) \ z_{v,y}(k) \ z_{v,z}(k)]^T \\ n_L(k) &= [n_{p,x}(k) \ n_{p,y}(k) \ n_{p,z}(k) \ n_{v,x}(k) \ n_{v,y}(k) \ n_{v,z}(k)]^T \end{aligned}$$

$$H_L(k) \equiv \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{0}_{6 \times 6} \quad \begin{bmatrix} r_{C,y}^i - r_{C,y}^g & r_{C,x}^i - r_{C,x}^g \\ -r_{C,x}^i + r_{C,x}^g & r_{C,y}^i - r_{C,y}^g \\ 0 & 0 \\ -v_{C,y}^g & -v_{C,x}^g \\ v_{C,x}^g & -v_{C,y}^g \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.3.6-25)$$

であり、平均0で共分散行列が $E[n_L(k)n_L^T(k)] \equiv R_L(k)$ のように与えられる正規性白色雑音とする。

4.3.7 Tightly coupled 方式

慣性航法複合演算において、慣性航法演算の誤差を補正する手法の Tightly coupled 方式について説明する。

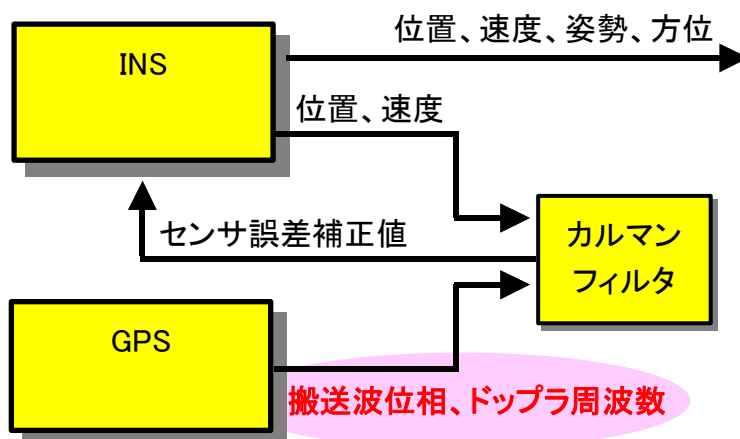
(1) 機能

Tightly coupled 方式のモデル式を算出する。

(2) アルゴリズム

GPS の測位結果（位置、速度）から観測量を構成する Loosely 方式に対し、Tightly 方式はコード擬似距離や搬送波位相積算値から直接観測量を構成し、INS 航法誤差を推定し補正する方式である。したがって、Loosely 方式では移動体に設置された受信機の 3 次元座標と受信機時計誤差を得るために、4 機以上の可視衛星が必要であったが、Tightly 方式ではコード擬似距離、搬送波位相積算値が得られれば観測量を構成することができるため、1 機以上の GPS 衛星が観測できれば INS 航法誤差を推定することが可能である。Tightly 方式のシステム構成図を図 4.3.7-1 に示す。

以下では、コード擬似距離、搬送波位相積算値の観測量について述べ、INS 演算誤差を状態変数とした慣性航法複合演算における観測方程式を導出する。また、以下では簡単のために、コード擬似距離については C/A コード、搬送波位相積算値については L1 波のみを用いる場合について説明するが、L2 波やその他の周波数帯についても同様に扱うことができ



る。

図 4.3.7-1 Tightly 方式のシステム構成

表 4.3.7-1 Tightly 方式における状態変数

(λ_1 はL1帯の波長、 m は受信衛星数)

1. $\delta r_{C,x}$: X_C 軸まわりの位置誤差	12. $d_{B,x}$: X_B 軸ジャイロバイアス
2. $\delta r_{C,y}$: Y_C 軸まわりの位置誤差	13. $d_{B,y}$: Y_B 軸ジャイロバイアス
3. $\delta v_{C,x}$: X_C 軸方向の速度誤差	14. $d_{B,z}$: Z_B 軸ジャイロバイアス
4. $\delta v_{C,y}$: Y_C 軸方向の速度誤差	15. γ : $\sin \delta\alpha$
5. $\delta\theta_{C,x}$: X_C 軸まわりの姿勢角誤差	16. β : $(\cos \delta\alpha - 1)$
6. $\delta\theta_{C,y}$: Y_C 軸まわりの姿勢角誤差	17. $\lambda_1 N_{L1,ku}^{12}$: 整数値バイアス (距離の単位)
7. δh : Z_C 軸方向の高度誤差	: : :
8. $\delta v_{C,z}$: Z_C 軸方向の速度誤差	: : :
9. $b_{B,x}$: X_B 軸加速度バイアス	: : :
10. $b_{B,y}$: Y_B 軸加速度バイアス	: : :
11. $b_{B,z}$: Z_B 軸加速度バイアス	: $\lambda_1 N_{L1,ku}^{1m}$: 整数値バイアス (距離の単位)

(i) 状態方程式

Tightly 方式における INS 航法誤差の状態変数を表 4.3.7-1 に示す。本方式では、Loosely 方式時の未知量 \mathbf{x}_L に加え、表 4.3.7-1 中の 16 番以降に示される整数値バイアス

$$\mathbf{N}_{L1} \equiv \left[\lambda_1 N_{L1,ku}^{12} \cdots \lambda_1 N_{L1,ku}^{1m} \right]^T \quad (4.3.7-1)$$

が状態変数に追加される。すなわち、Tightly 方式における状態変数ベクトルは

$$\mathbf{x}_T \equiv \left[\mathbf{x}_L^T \quad \mathbf{N}_{L1}^T \right]^T \quad (4.3.7-2)$$

である。いま、 \mathbf{N} に関して、

$$\mathbf{N}_{L1}(k+1) = \mathbf{F}_{N_{L1}} \mathbf{N}_{L1}(k) + \mathbf{q}_{N_{L1}}(k) \quad (4.3.7-3)$$

とモデル化する。ただし $\mathbf{F}_{N_{L1}}$ は既知の $(m-1) \times (m-1)$ 行列、 $\mathbf{q}_{N_{L1}}$ は $m-1$ 次元の正規性白色雑音である。このとき、Tightly 方式における状態方程式は

$$\begin{bmatrix} \mathbf{x}_L(k+1) \\ \mathbf{N}_{L1}(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f(\mathbf{x}_L(k), k) \\ \mathbf{F}_{N_{L1}} \mathbf{N}_{L1}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{q}_L(k) \\ \mathbf{q}_{N_{L1}}(k) \end{bmatrix} \quad (4.3.7-4)$$

となる。

(ii) コード擬似距離および搬送波位相積算値

既知受信機座標、未知受信機座標をそれぞれ $[x_k(k) y_k(k) z_k(k)]^T$ 、 $[x_u(k) y_u(k) z_u(k)]^T$ とし、両受信機で共通に m 個の衛星を捉え、基準衛星を 1 とすると、その組み合わせは以下のように表せる。

$$(i, j) = \{(1, 2), (1, 3), (1, 4), \dots, (1, m)\}$$

このとき、独立な二重差は $(m-1)$ 組得られ、コード、搬送波位相の観測方程式はそれぞれ以下のように表すことができる。

$$\Delta_{CA}(k) = \mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}(k)) + \mathbf{n}_{CA}(k) \quad (4.3.7-5)$$

$$\Delta_{L1}(k) = \mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}(k)) + N_{L1} + \mathbf{n}_{L1}(k) \quad (4.3.7-6)$$

ただし、

$$\begin{aligned} \Delta_{CA}(k) &\equiv [R_{ku}^{12}(k) R_{ku}^{13}(k) \cdots R_{ku}^{1m}(k)]^T \\ \Delta_{L1}(k) &\equiv [\lambda_1 \phi_{ku}^{12}(k) \lambda_1 \phi_{ku}^{13}(k) \cdots \lambda_1 \phi_{ku}^{1m}(k)]^T \\ \boldsymbol{\eta}(k) &\equiv [x_u(k) y_u(k) z_u(k)]^T \\ \mathbf{n}_{CA}(k) &\equiv [n_{CA,ku}^{12}(k) \quad n_{CA,ku}^{13}(k) \quad \cdots \quad n_{CA,ku}^{1m}(k)]^T \\ \mathbf{n}_{L1}(k) &\equiv [n_{L1,ku}^{12}(k) \quad n_{L1,ku}^{13}(k) \quad \cdots \quad n_{L1,ku}^{1m}(k)]^T \end{aligned}$$

とし、 N を整数値バイアス、 λ_1 を搬送波周波数の波長とする。このとき、観測雑音ベクトル $\mathbf{n}_{CA}(k)$ は平均 $\mathbf{0}$ 、共分散行列 R_{CA} 、 $\mathbf{n}_{L1}(k)$ は平均 $\mathbf{0}$ 、共分散行列 R_{L1} の正規性白色雑音と仮定する。ここで、下添え字の CA は C/A コード、 $L1$ は L1 帯の搬送波を意味する。また、ベクトル関数 $\mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}(k))$ の各要素 $h_{j-1}(\boldsymbol{\eta}(k))$ 、 $(j = 2, 3, \dots, m)$ は

$$\begin{aligned} h_{j-1}(\boldsymbol{\eta}(k)) &= \{\rho_u^1(k) - \rho_k^1(k)\} - \{\rho_u^j(k) - \rho_k^j(k)\} \\ &= \left\{ \sqrt{(x_u(k) - x^1(k))^2 + (y_u(k) - y^1(k))^2 + (z_u(k) - z^1(k))^2} \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{(x_k(k) - x^1(k))^2 + (y_k(k) - y^1(k))^2 + (z_k(k) - z^1(k))^2} \right\} \quad (4.3.7-7) \\ &\quad - \left\{ \sqrt{(x_u(k) - x^j(k))^2 + (y_u(k) - y^j(k))^2 + (z_u(k) - z^j(k))^2} \right. \\ &\quad \left. - \sqrt{(x_k(k) - x^j(k))^2 + (y_k(k) - y^j(k))^2 + (z_k(k) - z^j(k))^2} \right\} \end{aligned}$$

となる。この場合、式(4.3.7-6)の搬送波位相積算値 Δ_{L1} は距離の単位で表現されていることに注意する。式(4.3.7-7)より、ベクトル関数 $\mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}(k))$ は非線形であるので、線形近似を行う。そこで、 $\mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}(k))$ を INS 演算値のまわりでテーラー展開し、1 次の項までの近似を行うことで INS 航法誤差における観測方程式を導出する。INS 位置(単位 [m])を $\mathbf{r}_i(k) \equiv [x_i(k) y_i(k) z_i(k)]^T$ とすると

$$\mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}(k)) \cong \mathbf{h}(\mathbf{r}_i(k)) + \tilde{H}(k)(\boldsymbol{\eta}(k) - \mathbf{r}_i(k)) \quad (4.3.7-8)$$

となる。ただし、下添え字の E は地手系直交座標系である E 座標系を意味する。また、

$$\begin{aligned} \tilde{H}(k) &\equiv \left[\frac{\partial h(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial \boldsymbol{\eta}(k)} \right]_{\boldsymbol{\eta}(k)=\mathbf{r}_i(k)} \\ &= \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial x_i(k)} & \frac{\partial h_1(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial y_i(k)} & \frac{\partial h_1(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial z_i(k)} \\ \frac{\partial h_2(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial x_i(k)} & \frac{\partial h_2(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial y_i(k)} & \frac{\partial h_2(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial z_i(k)} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial h_{m-1}(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial x_i(k)} & \frac{\partial h_{m-1}(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial y_i(k)} & \frac{\partial h_{m-1}(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial z_i(k)} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.3.7-9)$$

$$\frac{\partial h_{j-1}(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial x_i(k)} = \frac{(x_i(k) - x^1(k))}{\rho_i^1(k)} - \frac{(x_i(k) - x^j(k))}{\rho_i^j(k)} \quad (4.3.7-10)$$

$$\frac{\partial h_{j-1}(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial y_i(k)} = \frac{(y_i(k) - y^1(k))}{\rho_i^1(k)} - \frac{(y_i(k) - y^j(k))}{\rho_i^j(k)} \quad (4.3.7-11)$$

$$\frac{\partial h_{j-1}(\boldsymbol{\eta}(k))}{\partial z_i(k)} = \frac{(z_i(k) - z^1(k))}{\rho_i^1(k)} - \frac{(z_i(k) - z^j(k))}{\rho_i^j(k)} \quad (4.3.7-12)$$

とする。式(4.3.7-5)、(4.3.7-6)、(4.3.7-8)より、線形化されたコード擬似距離、搬送波位相積算値の観測方程式

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{CA}(k) &\equiv \boldsymbol{\Delta}_{CA}(k) - \mathbf{h}(\mathbf{r}_i(k)) \\ &= \tilde{H}(k)(\boldsymbol{\eta}(k) - \mathbf{r}_i(k)) + \mathbf{n}_{CA}(k) \\ &= \tilde{H}(k)(-\delta \mathbf{r}_i(k)) + \mathbf{n}_{CA}(k) \end{aligned} \quad (4.3.7-13)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{L1}(k) &\equiv \boldsymbol{\Delta}_{L1}(k) - \mathbf{h}(\mathbf{r}_i(k)) \\ &= \tilde{H}(k)(\boldsymbol{\eta}(k) - \mathbf{r}_i(k)) + \mathbf{N}_{L1} + \mathbf{n}_{L1}(k) \\ &= \tilde{H}(k)(-\delta \mathbf{r}_i(k)) + \mathbf{N}_{L1} + \mathbf{n}_{L1}(k) \end{aligned} \quad (4.3.7-14)$$

を得る。ただし、 $\delta \mathbf{r}_i(k)$ は E 座標系における位置誤差[m]を表す。ここで、式(4.3.7-13)、(4.3.7-14)の観測方程式を慣性航法複合演算に適用するため、 $\delta \mathbf{r}_i(k)$ を航法演算座標系である C 座標系の位置誤差[rad]に変換することが必要である。

まず、 $\delta \mathbf{r}_i$ を L 座標系における位置誤差[rad]に変換することを考える。ただし、省略のため時刻の表記 k を省略して表記する。ここで、座標変換行列 T_L^E を用いて L 座標系における位置誤差[m]に変換すると

$$\delta \mathbf{r}_i = T_L^E \delta \mathbf{r}_{L,i} = T_L^E \begin{bmatrix} \delta x_{L,i} \\ \delta y_{L,i} \\ \delta z_{L,i} \end{bmatrix} \quad (4.3.7-15)$$

となる。ただし、座標変換行列 T_L^E は、緯度 λ 、経度 φ を用いて

$$\begin{aligned}
T_L^E &= \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin \lambda & 0 & -\cos \lambda \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} -\cos \varphi \sin \lambda & -\sin \varphi & -\cos \varphi \cos \lambda \\ -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi & -\sin \varphi \cos \lambda \\ \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4.3.7-16}$$

とする。次に、弧度法を用いて式(4.3.7-15)を変換すると以下ようになる。

$$\delta \mathbf{r}_i = T_L^E \begin{bmatrix} (R_p + h)\Delta\lambda \\ (R_p + h)\Delta\varphi \\ \delta z_{L,i} \end{bmatrix} \tag{4.3.7-17}$$

ただし、 R_p は曲率半径であり、 $\Delta\lambda$ 、 $\Delta\varphi$ はそれぞれ緯度誤差、経度誤差を表す。

ここで、緯度誤差、経度誤差と L 座標系の関係について考える。まず、緯度誤差 $\Delta\lambda$ と $\delta r_{L,y}$ の関係を図 4.3.7-2 に示す。 $\Delta\lambda$ により、移動体の真の位置 O で E 座標系から L 座標系へ座標変換を行うと O' を原点とする L' 座標系 (X'_L , Y'_L , Z'_L) が構成される。しかし、この L' 座標系は実際の位置 O で構成されるべき L 座標系とは異なる。すなわち、緯度誤差が $+\Delta\lambda$ である場合、INS 演算によって構成される局地水平面 (L' 座標系) は、真の局地水平面に対して Y_L 軸まわりに関して、 $-\delta r_{L,y}$ だけ傾いてしまうことが分かる。したがって、次式の関係を得る。

$$\Delta\lambda = -\delta r_{L,y} \tag{4.3.7-18}$$

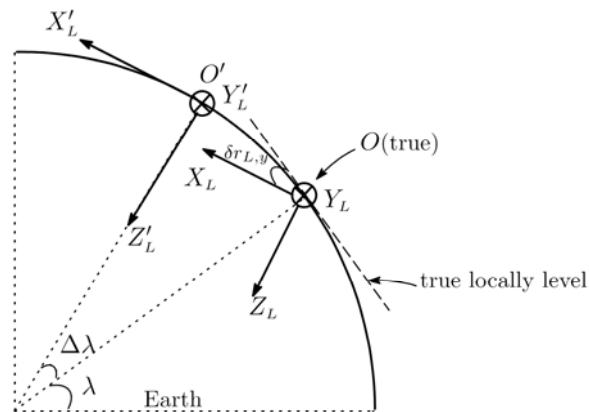


図 4.3.7-2 緯度誤差と $\delta r_{L,y}$ の関係

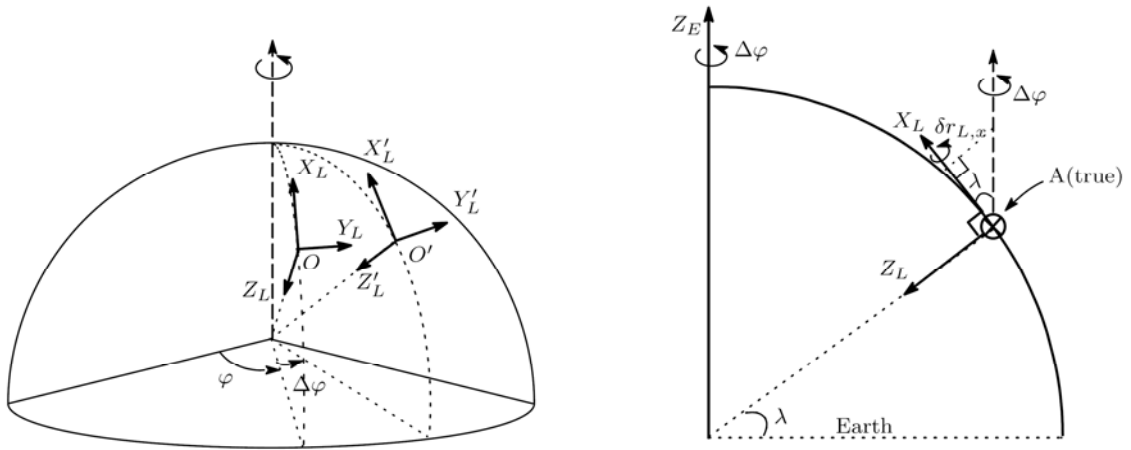


図 4.3.7-3 L' 座標系と真の L 座標系の関係 (左)、経度誤差と $\delta r_{L,x}$ の関係 (右)

次に、経度誤差 $\Delta\varphi$ が INS 演算によって構成される局地水平面に及ぼす影響について考える。緯度誤差の場合と同様に経度誤差 $\Delta\varphi$ により、INS 演算によって構成された L' 座標系は真の L 座標系とは異なる (図 4.3.7-3 (左))。 $\Delta\varphi$ は X_E 軸まわりの回転角であり、 L' 座標系は真の局地水平面に対して X_L 軸まわりに関して、 $\delta r_{L,x}$ だけ傾くことが分かる。しかし、 X_L 軸と X'_L は赤道上以外は平行な関係ではないので、 $\Delta\varphi = \delta r_{L,x}$ の関係は成り立たない。したがって、経度誤差による $\delta r_{L,x}$ を考慮する際、 $\Delta\varphi$ の物理量を適切に変換する必要がある。図 4.3.7-3 (右) に示すように、 $\delta r_{L,x}$ は緯度 λ を用いて次のように表すことができる。

$$\delta r_{L,x} = \Delta\varphi \cos \lambda \quad (4.3.7-19)$$

したがって以下のような関係が得られる。

$$\begin{bmatrix} \Delta\lambda \\ \Delta\varphi \\ \delta z_{L,i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\delta r_{L,y} \\ \delta r_{L,x} \\ \cos \lambda \\ \delta r_{L,z} \end{bmatrix} \quad (4.3.7-20)$$

したがって、式(4.3.7-17)は

$$\delta r_i = T_L^E \begin{bmatrix} -(R_p + h)\delta r_{L,y} \\ (R_p + h)\delta r_{L,x} \\ \cos \lambda \\ \delta r_{L,z} \end{bmatrix} \quad (4.3.7-21)$$

となり、 δr_i を L 座標系における位置誤差 [rad] に変換することができた。更に C 座標系に変換すると δr_i は以下のように表すことができる。

$$\delta r_i = T_L^E T_A^L T_B^A T_C^B \begin{bmatrix} \delta r_{C,x} \\ \delta r_{C,y} \\ \delta r_{C,z} \end{bmatrix} \quad (4.3.7-22)$$

ただし、

$$T_A = \begin{bmatrix} -(R_p + h) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{R_p + h}{\cos \lambda} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad T_B = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.3.7-23)$$

$$T_C^L = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & -\cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (4.3.7-24)$$

である。したがって、式(4.3.7-13)、(4.3.7-14)は

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{c_A}(k) &= -\tilde{H}(k)T_L^E(k)T_A(k)T_B T_C^L(k)\delta \mathbf{r}_c(k) + \mathbf{v}(k) \\ &= \hat{H}(k)\delta \mathbf{r}_c(k) + \mathbf{n}_{c_A}(k) \end{aligned} \quad (4.3.7-25)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{L_1}(k) &= -\tilde{H}(k)T_L^E(k)T_A(k)T_B T_C^L(k)\delta \mathbf{r}_c(k) + \mathbf{N}_{L_1} + \boldsymbol{\varepsilon}(k) \\ &= \hat{H}(k)\delta \mathbf{r}_c(k) + \mathbf{N}_{L_1} + \mathbf{n}_{L_1}(k) \end{aligned} \quad (4.3.7-26)$$

となる。ただし、 $\hat{H}(k)$ の各要素は、省略のため時刻の表記 k を省いて以下のように表す。

$$\hat{H}(k) = [\mathbf{a}(k) \quad \mathbf{b}(k) \quad \mathbf{c}(k)] \quad (4.3.7-27)$$

$$\begin{aligned} a_{j-1}(k) &= \frac{(R_p + h)}{\cos \lambda} \left(\frac{\partial h_{j-1}}{\partial x_i} \sin \varphi - \frac{\partial h_{j-1}}{\partial y_i} \cos \varphi \right) \cos \alpha \\ &+ (R_p + h) \left\{ \left(\frac{\partial h_{j-1}}{\partial x_i} \cos \varphi + \frac{\partial h_{j-1}}{\partial y_i} \sin \varphi \right) \sin \lambda - \frac{\partial h_{j-1}}{\partial z_i} \cos \lambda \right\} \sin \alpha \end{aligned} \quad (4.3.7-28)$$

$$\begin{aligned} b_{j-1}(k) &= \frac{(R_p + h)}{\cos \lambda} \left(-\frac{\partial h_{j-1}}{\partial x_i} \sin \varphi + \frac{\partial h_{j-1}}{\partial y_i} \cos \varphi \right) \sin \alpha \\ &+ (R_p + h) \left\{ \left(\frac{\partial h_{j-1}}{\partial x_i} \cos \varphi + \frac{\partial h_{j-1}}{\partial y_i} \sin \varphi \right) \sin \lambda - \frac{\partial h_{j-1}}{\partial z_i} \cos \lambda \right\} \cos \alpha \end{aligned} \quad (4.3.7-29)$$

$$c_{j-1}(k) = - \left(\frac{\partial h_{j-1}}{\partial x_i} \cos \varphi + \frac{\partial h_{j-1}}{\partial y_i} \sin \varphi \right) \cos \lambda - \frac{\partial h_{j-1}}{\partial z_i} \sin \lambda \quad (4.3.7-30)$$

(iii) 観測方程式

以上より、Tightly 方式の慣性航法複合演算における観測方程式は

$$\begin{bmatrix} \mathbf{y}_{CA}(k) \\ \mathbf{y}_{L1}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{T,INS} & \mathbf{0}_{(m-1) \times (m-1)} \\ H_{T,INS} & I_{(m-1) \times (m-1)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_L(k) \\ \mathbf{N}_{L1}(k) \end{bmatrix} \mathbf{x}_{LW} + \begin{bmatrix} \mathbf{n}_{CA}(k) \\ \mathbf{n}_{L1}(k) \end{bmatrix} \quad (4.3.7-31)$$

ただし、

$$H_{T,INS}(k) \equiv \begin{bmatrix} a_1(k) & b_1(k) & & c_1(k) & \\ a_2(k) & b_2(k) & & c_2(k) & \\ \vdots & \vdots & \mathbf{0}_{(m-1) \times 4} & \vdots & \mathbf{0}_{(m-1) \times 9} \\ a_{m-1}(k) & b_{m-1}(k) & & c_{m-1}(k) & \end{bmatrix} \quad (4.3.7-32)$$

である。

以上より、Tightly 方式の場合は式(4.3.7-4)、(4.3.7-31)に拡張カルマンフィルタ等を適用することで INS の誤差を推定し、複合航法を行うことが可能である。

(iv) ドップラ観測量

ここでは、Tightly 方式の複合航法システムにおいてドップラ情報を活用する場合のシステムモデルについて述べる。

衛星と受信機の間には相対的な動きがある場合、受信機で観測される電波の周波数はドップラ効果によって変化する。したがって、衛星から送信される搬送波の周波数を f_T 、衛星・受信機間の距離を r 、電波の伝搬速度を v_s とすると、受信機で受信される周波数 f_R は

$$f_R = f_T \left(\frac{v_s - \dot{r}}{v_s} \right) = f_T \left(1 - \frac{\dot{r}}{v_s} \right) \quad (4.3.7-33)$$

となる。ゆえに送信周波数と受信周波数の差は次のように表される。

$$f_T - f_R = \frac{f_T}{v_s} \dot{r} = \frac{\dot{r}}{\lambda} \quad (4.3.7-34)$$

一般に受信機では離散的に観測が行われるため、サンプリング区間での距離変化、すなわち平均のドップラシフト量が観測される。実際には、受信機、衛星時計誤差、電離層、対流圏の影響等々が加わる。したがって、ドップラ観測量の観測モデルは、式(4.3.7-35)に示すような擬似距離観測モデルを時間微分して求めるのが合理的である。

$$\rho_u^p(t) = r_u^p(t, t - \tau_u^p) + \delta I_u^p(t) + \delta T_u^p(t) + c \left[\delta t_u(t) - \delta t^p(t - \tau_u^p) \right] + e_u^p(t) \quad (4.3.7-35)$$

ただし $r_u^p \equiv \sqrt{(x_u - x^p)^2 + (y_u - y^p)^2 + (z_u - z^p)^2}$ 、 δI_u^p : 電離層屈折効果、 δT_u^p : 対流圏屈折効果、 δt_u : 受信機時計誤差、 δt^p : 衛星時計誤差、 e_u^p : 雑音、 τ_u^p : 衛星 p から受信機 u への電波伝搬時間である。上式を微分して D とおくと、ドップラ観測モデルは次のようになる。

$$\begin{aligned}
D_u^p &= \dot{r}_u^p + \delta \dot{I}_u^p + \delta \dot{T}_u^p + c[\delta i_u - \delta i^p] + \dot{e}_u^p \\
&= \dot{r}_u^p + c\delta t_u + \varepsilon_u^p
\end{aligned} \tag{4.3.7-36}$$

ただし

$$\varepsilon_u^p \equiv \delta \dot{I}_u^p + \delta \dot{T}_u^p - c\delta i^p + \dot{e}_u^p \tag{4.3.7-37}$$

である。ここで、 \dot{r}_u^p について考える。

$$\dot{r}_u^p = \left(\frac{\partial r_u^p}{\partial x_u} \dot{x}_u + \frac{\partial r_u^p}{\partial x^p} \dot{x}^p \right) + \left(\frac{\partial r_u^p}{\partial y_u} \dot{y}_u + \frac{\partial r_u^p}{\partial y^p} \dot{y}^p \right) + \left(\frac{\partial r_u^p}{\partial z_u} \dot{z}_u + \frac{\partial r_u^p}{\partial z^p} \dot{z}^p \right) \tag{4.3.7-38}$$

であるが、

$$\frac{\partial r_u^p}{\partial x_u} = \frac{(x_u - x^p)}{r_u^p}, \quad \frac{\partial r_u^p}{\partial y_u} = \frac{(y_u - y^p)}{r_u^p}, \quad \frac{\partial r_u^p}{\partial z_u} = \frac{(z_u - z^p)}{r_u^p} \tag{4.3.7-39}$$

$$\frac{\partial r_u^p}{\partial x^p} = -\frac{(x_u - x^p)}{r_u^p}, \quad \frac{\partial r_u^p}{\partial y^p} = -\frac{(y_u - y^p)}{r_u^p}, \quad \frac{\partial r_u^p}{\partial z^p} = -\frac{(z_u - z^p)}{r_u^p} \tag{4.3.7-40}$$

すなわち

$$\frac{\partial r_u^p}{\partial u} = -\frac{\partial r_u^p}{\partial s^p} \tag{4.3.7-41}$$

ただし

$$u \equiv [x_u, y_u, z_u]^T, \quad s^p \equiv [x^p, y^p, z^p]^T \tag{5-74.2.2}$$

なる関係がある。したがって

$$\mathbf{g}_u^p \equiv \left[\frac{\partial r_u^p}{\partial u} \right]^T = -\left[\frac{\partial r_u^p}{\partial s^p} \right]^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial r_u^p}{\partial x_u} & \frac{\partial r_u^p}{\partial y_u} & \frac{\partial r_u^p}{\partial z_u} \end{bmatrix} \tag{4.3.7-43}$$

$$\mathbf{v}_u \equiv [\dot{x}_u, \dot{y}_u, \dot{z}_u]^T, \quad \mathbf{v}^{s^p} \equiv [\dot{x}^p, \dot{y}^p, \dot{z}^p]^T \tag{4.3.7-44}$$

と定義すると、式(4.3.7-36)-(4.3.7-44)よりドップラ観測式は

$$D_u^p = \mathbf{g}_u^p (\mathbf{v}_u - \mathbf{v}^{s^p}) + c\delta i_u + \varepsilon_u^p \tag{4.3.7-45}$$

となる。

(v) ドップラ情報活用時の状態方程式および観測方程式

衛星の速度 \mathbf{v}^{s^p} は航法メッセージより既知であるので、式(4.3.7-45)における未知数は、受信機時計誤差の変化率 $c\delta \dot{i}_u$ である。受信機時計の精度は、使用する受信機に依存するが、ここでは一般的に離散時間系において

$$c\delta t_u(k+1) = F_D c\delta t_u(k) + q_D(k) \tag{4.3.7-46}$$

とモデル化できるものと仮定する。ただし F_D は既知の係数、 u_D は正規性白色雑音とする。したがって、Tightly 方式でのドップラ情報活用時における状態ベクトル、および状態方程式は次のようになる。

$$\mathbf{x}_{TD} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{x}_L^T & \mathbf{N}_{L1}^T & c\delta t_u \end{bmatrix}^T \quad (4.3.7-47)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{x}_L(k+1) \\ \mathbf{N}_{L1}(k+1) \\ c\delta t_u(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f(\mathbf{x}_L(k), k) \\ F_{N_{L1}} \mathbf{N}_{L1}(k) \\ F_D c\delta t_u(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{q}_L(k) \\ \mathbf{q}_{N_{L1}}(k) \\ q_D(k) \end{bmatrix} \quad (4.3.7-48)$$

一方、式(4.3.7-45)に示した速度は、基本的に WGS-84 座標系に基づいたものであるため、観測方程式を記述する際は式(4.3.7-22)で行ったような座標変換を行う必要がある。前述のように、C 座標系における INS 速度、および INS 速度誤差の間には

$$\mathbf{v}_C^i = \mathbf{v}_c + \delta \mathbf{v}_C^i \quad (4.3.7-49)$$

ただし

$$\mathbf{v}_C^i \equiv \begin{bmatrix} v_{C,x}^i \\ v_{C,y}^i \\ v_{C,z}^i \end{bmatrix}, \quad \delta \mathbf{v}_C^i \equiv \begin{bmatrix} \delta v_{C,x}^i \\ \delta v_{C,y}^i \\ \delta v_{C,z}^i \end{bmatrix} \quad (4.3.7-50)$$

なる関係がある。また、座標変換行列 T_C^L 、 T_L^E を用いると

$$\mathbf{v}_u = T_L^E T_C^L \mathbf{v}_C \quad (4.3.7-51)$$

と表すことができ、式(4.3.7-45)、(4.3.7-50)および式(4.3.7-51)より

$$\begin{aligned} \tilde{D}_u^p &\equiv D_u^p + \mathbf{g}_u^p \mathbf{v}^{sp} - \mathbf{g}_u^p T_L^E T_C^L \mathbf{v}_C^i \\ &= -\mathbf{g}_u^p T_L^E T_C^L \delta \mathbf{v}_C^i + c\delta t_u + \boldsymbol{\varepsilon}_u^p \\ &= \begin{bmatrix} -\mathbf{g}_u^p T_L^E T_C^L & \mathbf{1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}_C^i \\ c\delta t_u \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon}_u^p \end{aligned} \quad (4.3.7-52)$$

となる。したがって受信衛星数を m とし、

$$\mathbf{y}_D \equiv \begin{bmatrix} \tilde{D}_u^1 & \cdots & \tilde{D}_u^m \end{bmatrix}^T \quad (4.3.7-53)$$

とすると、Tightly 方式においてドップラ情報を利用する場合の観測方程式は、

$$\begin{bmatrix} \mathbf{y}_{C_A}(k) \\ \mathbf{y}_{L1}(k) \\ \mathbf{y}_D(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{T,INS} & \mathbf{0}_{(m-1) \times (m-1)} & \mathbf{0}_{m \times 1} \\ H_{T,INS} & I_{(m-1) \times (m-1)} & \mathbf{0}_{m \times 1} \\ H_{D,INS} & \mathbf{0}_{(m-1) \times (m-1)} & \mathbf{1}_{m \times 1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_L(k) \\ \mathbf{N}_{L1}(k) \\ c\delta t_u(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{n}_{C_A}(k) \\ \mathbf{n}_{L1}(k) \\ \mathbf{n}_D(k) \end{bmatrix} \quad (4.3.7-54)$$

ただし

$$H_{D,INS}(k) \equiv \begin{bmatrix} 0 & 0 & h_d^{x,1} & h_d^{y,1} & 0 & 0 & 0 & h_d^{z,1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & 0 \\ 0 & 0 & h_d^{x,m} & h_d^{y,m} & 0 & 0 & 0 & h_d^{z,m} \end{bmatrix} \quad \mathbf{0}_{m \times 8} \quad (4.3.7-55)$$

$$\begin{bmatrix} h_d^{x,p} & h_d^{y,p} & h_d^{z,p} \end{bmatrix} \equiv -\mathbf{g}_u^p T_L^E T_C^L \quad (p=1,2,\dots,m) \quad (4.3.7-56)$$

$$\mathbf{n}_D \equiv \begin{bmatrix} \varepsilon_u^1 & \cdots & \varepsilon_u^m \end{bmatrix} \quad (4.3.7-57)$$

である。

4.3.8 フィルタ変数の引継ぎ（切換え方式）

慣性航法複合演算において、高精度な測位を行うために複合方式の効率的な切換えの方法を説明する。

(1) 機能

Loosely coupled 方式と Tightly coupled 方式のフィルタ変数の引継ぎを行う。

(2) アルゴリズム

運用時の GPS 利用状況によって、Loosely coupled 方式と Tightly coupled 方式を適宜切換えて使用することによって、より効果的な複合航法を行う。すなわち、

アンビギュイティが決定している場合：RTK-GPS 方式により高精度な GPS 測位結果（位置・速度）が利用可能である。

アンビギュイティが決定していない場合：RTK-GPS 方式では十分な精度の測位結果が得られないが、GPS 観測量（擬似距離、搬送波位相、ドップラ等）は利用可能である。

GPS 衛星が利用できない場合：GPS が全く利用できない。

の3つの状況に応じて、表 4.3.8-1 に示すような複合航法方式を適用することとする。

表 4.3.8-1 GPS 利用状況と、複合航法方式

RTK-GPS 利用状況	RTK-GPS 測位の可否	複合航法方式
アンビギュイティ決定	○	Loosely coupled 方式
アンビギュイティ未決定	×	Tightly coupled 方式
使用不可	×	慣性航法演算

複合航法方式の切換え時においては、システムモデルの変更が必要となるため、拡張カルマンフィルタ等の初期値を設定する必要がある。以下にその詳細を示す。

(i) Loosely coupled 方式→Tightly 方式の切換え

Loosely coupled 方式から Tightly coupled 方式への切換え時には、整数値バイアス N_{L1} 、 N_{L2} および受信機時計誤差 $c\delta t_u$ の初期値が必要となる。例えば、時刻 j で切換えが行われるとすると、時刻 $j-1$ までの航法結果を有効に活用して初期値を設定するために、以下のように $\hat{N}_{L1}(j|j-1)$ 、 $\hat{N}_{L2}(j|j-1)$ を設定できる。

$$\hat{N}_{L1}(j|j-1) = \mathbf{y}_{L1}(j) - \tilde{H}(j)(-\hat{\delta}\mathbf{r}_i(j|j-1)) \quad (4.3.8-1)$$

$$\hat{N}_{L2}(j|j-1) = \mathbf{y}_{L2}(j) - \tilde{H}(j)(-\hat{\delta}\mathbf{r}_i(j|j-1)) \quad (4.3.8-2)$$

また、 $c\delta t_u$ に関しては事前情報がないため、以下のように設定する。

$$c\hat{\delta}t_u(j|j-1) = 0 \quad (4.3.8-3)$$

(ii) Tightly coupled 方式→Loosely coupled 方式の切換え

Tightly coupled 方式から Loosely coupled 方式への切換え時には、整数値バイアス N_{L1} 、 N_{L2} および受信機時計誤差 $c\delta t_u$ が状態変数から削除される。したがって新たに初期値等を求める必要はなく、時刻 j で切換えが行われるとすると、時刻 $j-1$ での予測推定値を初期値として使用することができる。

4.3.9 拡張カルマンフィルタ

慣性航法演算処理における拡張カルマンフィルタの演算容を説明する。

(1) 機能

拡張カルマンフィルタを用いて INS の航法誤差を推定する。

(2) アルゴリズム

拡張カルマンフィルタはシステムモデルに含まれる非線形関数を、テーラー展開による線形化によって近似し、カルマンフィルタのアルゴリズムを適用するものである。拡張カルマンフィルタアルゴリズムを以下に示す。

フィルタ方程式

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k} = f(\hat{\mathbf{x}}_{k|k}, k) \quad (4.3.9-1)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + K_k \left[y_k - H_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \right] \quad (4.3.9-2)$$

カルマンゲイン

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T \left[H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k \right]^{-1} \quad (4.3.9-3)$$

推定誤差共分散行列

$$P_{k+1|k} = \hat{F}_k P_{k|k} \hat{F}_k^T + Q_k \quad (4.3.9-4)$$

$$P_{k|k} = P_{k|k-1} - K_k H_k P_{k|k-1} \quad (4.3.9-5)$$

ただし、 $\hat{F}(k)$ は次式とする。

$$\hat{F}_k = \left(\frac{\partial f_k}{\partial \mathbf{x}_k} \right)_{\mathbf{x}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k}} \quad (4.3.9-6)$$

初期値

$$\hat{\mathbf{x}}_{0|0} = \hat{\mathbf{x}}_0 \quad (4.3.9-7)$$

$$\begin{aligned} P_{0|0} &\equiv \Pi \\ &= \text{diag} \{ \Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_{16} \} \end{aligned} \quad (4.3.9-8)$$

以上のアルゴリズムより得られる状態推定値を INS の演算各ステップにおいて補正することで、慣性航法複合演算を実現する。

5. シミュレーション実験

本検討業務で開発した技術を利用して高精度測位ソフトウェアを設計及び試作し、シミュレーション実験を行った。本ソフトウェアは模擬観測データ生成ソフトウェア、高精度測位ソフトウェア、シミュレーションソフトウェアから構成される。

5.1 高精度測位ソフトウェアの概要

5.1.1 模擬観測データ生成ソフトウェア

(1)機能概要

本ソフトウェアは GPS 受信機及び慣性航法装置が出力するデータを生成する機能、及びシミュレーション環境と建設機械の動作を模擬する機能から構成される。

- a) シミュレーション環境模擬（地形による電波の遮蔽）
 - ・ 国土地理院 50m メッシュ（標高）及び法面（勾配段数、配置方向）を設置することで電波の遮蔽を模擬する。
- b) 建設機械の動作
 - ・ 転圧ローラ、油圧ショベル等の動作を模擬する。
- c) 観測データの生成
 - ・ GPS 衛星及び準天頂衛星の軌道情報を生成
 - ・ GPS の観測データ：擬似距離、搬送波位相、ドップラー周波数、受信電波強度
 - ・ IMU の観測データ：角速度、加速度
 - ・ 観測データに軌道、サイクルスリップ、マルチパス等誤差要因を付加する
- d) 真値データの生成
 - ・ 評価に使用する真値データ（位置、速度、加速度）を生成する。
- e) プロジェクトファイル
 - ・ データ生成を実行する管理単位としてプロジェクトという機能を使用する。データの生成はプロジェクト単位で実行され、格納媒体にフォルダを生成し、そのフォルダ内でデータファイルが管理される。

(2)動作及び開発環境

本ソフトウェアは Windows のアプリケーションとして構築した。以下にその動作環境及び開発環境を示す。

- a)OS : WindowsXP
- b)HDD : 20Gbyte 以上の空き メモリ : 512Mbyte 以上
- c)ディスプレイ : XGA 以上
- d)開発環境 : VisualStudio2005 (C++)

(3)処理概要

図 5.1.1-1 にシステム構成を示す。図のようにデータを生成する条件、環境は全てファイルから入力する（図中左側が入力データファイル）。このデータが模擬観測データ生成ソフ

トウェアで処理され、真値データおよび GPS/IMU 用の模擬観測データが出力される（図中右側が出力データファイル）。

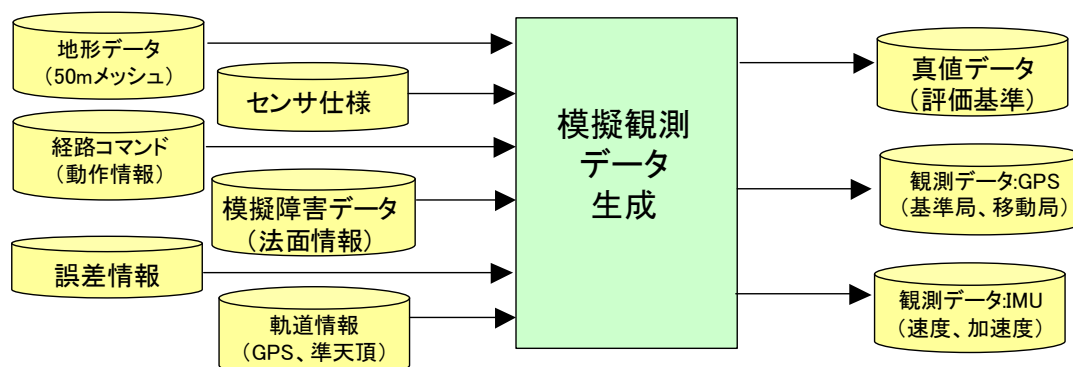


図 5.1.1-1 システム構成

図 5.1.1-2 に模擬観測データ生成処理のフローを表 5.1.1-1 に処理の詳細を示す。

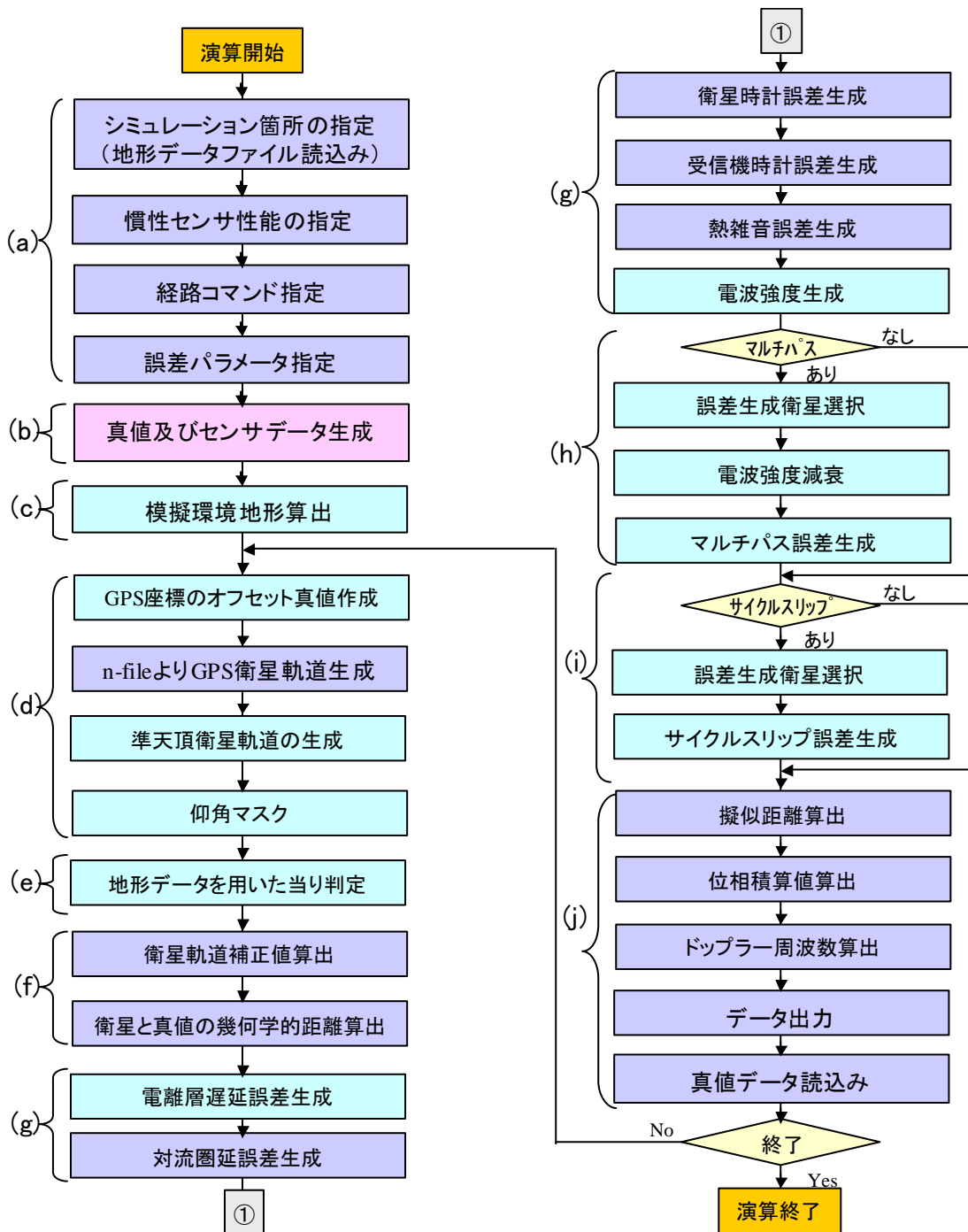


図 5.1.1-2 処理詳細

表 5.1.1-1 処理内容

NO.	処理	内容
(a)	入力ファイル読み込み	地形データファイル読み込み ・地形データ(国土地理院 50m メッシュ標高データ)の読み込み ・法面データの読み込み 慣性センサ性能の指定 ・慣性センサの性能データ(IMU 誤差)を読み込む 経路コマンド指定 ・建設機械の動作を指定するコマンドデータを読み込む 誤差パラメータ指定 ・観測データに付加する誤差パラメータ(GPS 誤差)を読み込む
(b)	真値及びセンサデータ生成	建設機械の真値(位置)及びセンサデータを生成する。 センサデータには(a)で読み込んだ誤差パラメータを使用して誤差を付加する。
(c)	模擬環境地形算出	(a)項で読み込んだ地形及び法面データを座標変換する
(d)	衛星軌道の生成	GPS 及び準天頂衛星の軌道パラメータを読み込み、衛星の位置を算出する。仰角マスクが指定されている場合はマスク角以下の衛星を除去するフラグをセットする。
(e)	地形による当り判定	建設機械の真値(位置)と衛星の位置及び地形データを用いて電波の遮蔽判定を実施する。
(f)	衛星と真値の距離算出	衛星位置と建設機械の真値(位置)から距離を算出する。
(g)	誤差生成	電離層遅延量算出 Klobuchar モデルによる遅延量を算出する。 対流圏遅延量算出 Hopfield モデルによる遅延量を算出する。 衛星クロック誤差算出 ホワイトノイズによる誤差を付加する 受信機ノイズ誤差算出 ホワイトノイズによる誤差を付加する
(h)	マルチパス誤差生成	マルチパスによる誤差量を生成する。受信電波強度を指定量減少させる。
(i)	サイクルスリップ誤差生成	サイクルスリップによる誤差量を生成する。

NO.	処理	内容
(j)	出力データ生成	上記で生成した、衛星と真値の距離及び誤差量から、擬似距離/位相積算値/ドップラー周波数/受信電波強度を生成する。 生成した GPS に関する観測データは RINEX(Receiver INdependent EXchange)フォーマットでファイルとして出力する

5.1.2 高精度測位ソフトウェア

本ソフトウェアは初期化処理、測位演算処理、結果データ評価処理から構成される。さらに、測位演算処理は RTK-GPS 高速初期化技術プログラム及び慣性航法複合技術プログラムから構成され、両プログラムを切替えながら実行する。

(1)初期化処理

測位演算で使用する変数の初期化を行う。

(2)測位演算処理

RTK-GPS 高速初期化技術プログラム及び慣性航法複合技術プログラムを切替えながら実行する。

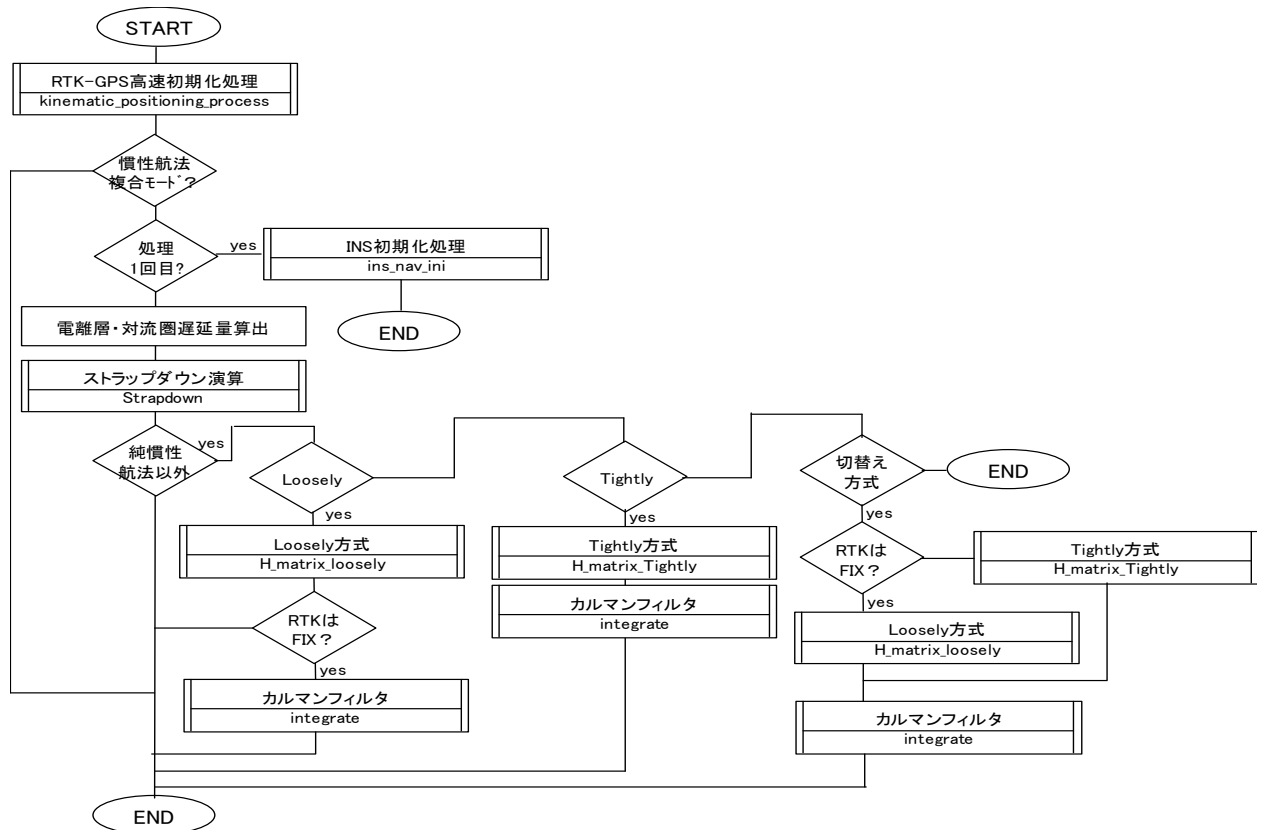


図 5.2.1-1 測位演算処理

(3)結果データ評価処理

測位演算処理から出力される結果データを蓄積/加工し、評価パラメータである統計的デ

ータや位置、Fix 状態等のデータを生成する。

5.1.3 シミュレーションソフトウェアの設計・製作

(1)機能概要

シミュレーションソフトウェアは 0 項で説明した、データ生成ソフトウェアで作成した模擬観測データを使用し、0 項の高精度測位ソフトウェアを動作させるアプリケーションプログラムである。

a)データ入力

- ・データ生成ソフトウェアで作成した模擬観測データや測位演算で使用するパラメータファイルを読み込む。

b)データ出力

- ・測位演算結果データをファイルとして出力する。

c)測位演算の実行

- ・従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術、慣性航法複合技術を切替えて実行する。一度に実行できるのは上記の内一つだけである。

d)画面制御

- ・シミュレーションの起動/停止、測位演算中の状態表示、測位結果の再生表示を行う。

e)プロジェクトファイル

- ・シミュレーションを実行する管理単位としてプロジェクトという機能を使用する。シミュレーションはプロジェクト単位で実行され、模擬観測データ、パラメータファイル等は、そのプロジェクトフォルダ内でデータファイルが管理される。

(2)動作及び開発環境

本ソフトウェアは Windows のアプリケーションとして構築した。以下にその動作環境及び開発環境を示す。

a)OS : WindowsXP

b)HDD : 20Gbyte 以上の空き メモリ : 512Mbyte 以上

c)ディスプレイ : XGA 以上

d)開発環境 : VisualStudio2005 (C++)

(3)データ入力

シミュレーション実行時に必要な以下のデータファイルを読み込む。

表 5.1.3-1 入力データファイル

No.	ファイル名	内容
1	SimDataMake.ini	シミュレーション初期ファイル ファイル読み込み先フォルダの指定、シミュレーションスピードパラメータ等
2	Project.txt	プロジェクトファイル シミュレーション条件パラメータ
3	Profile.ini	各入出力データファイル名称の指定
4	GPS 誤差ファイル.csv	GPS の誤差パラメータ指定
5	RTK-GPS 初期設定ファイル.csv	RTK-GPS 高速初期化技術が使用するパラメータを指定する
6	複合航法初期設定ファイル.csv	慣性航法複合技術が使用するパラメータを指定する
7	センサデータファイル.csv	模擬観測データ生成ソフトで作成するセンサデータファイル
8	Base.06n	GPS 衛星用エフェメリスデータ
9	Qzs.06n	準天頂衛星用エフェメリスデータ
10	Base.06o	基準局用模擬観測データ
11	Rover.06o	移動局用模擬観測データ
12	GPS 経路真値ファイル.csv	経路真値データ

(4)データ出力

シミュレーション実行後に以下のデータファイルが出力される。

表 5.1.3-2 出力データファイル

No.	ファイル名	内容
1	演算結果ファイル.csv	演算結果を格納するファイル

(5)画面制御

本ソフトウェアは3つの画面から構成される。

a)メイン画面

模擬観測データの生成あるいはシミュレーションを実行するかを選択する。

b)シミュレーション条件選択画面

シミュレーション条件を表示する。「準天頂衛星の有無」「シミュレーション地点」「電波遮蔽状況」「建機種別」「使用測位技術」を選択する。

c)シミュレーションモニタ画面

シミュレーション時のモニタ画面。

d)画面遷移

上記3画面の遷移について以下に示す。

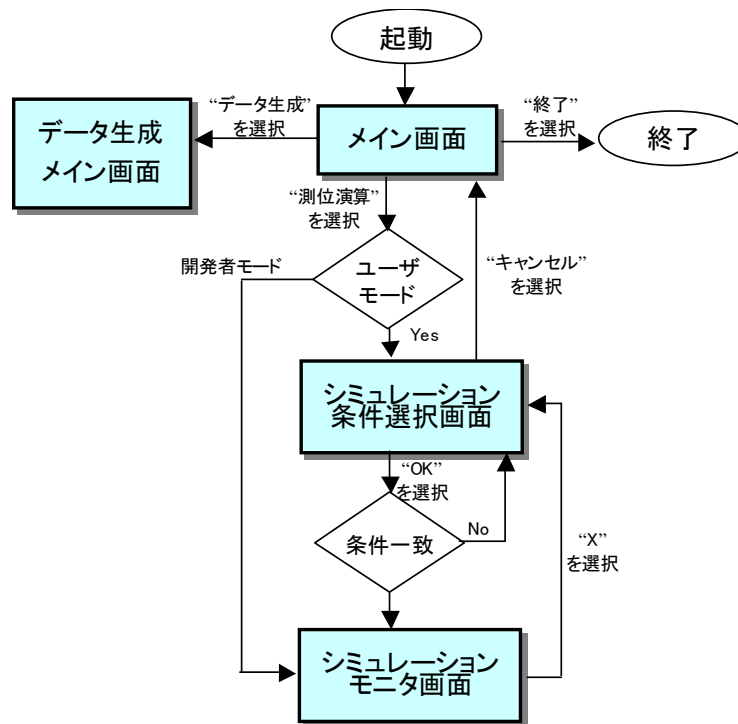


図 5.1.3-1 画面遷移

上図中のユーザモード/開発者モードの選択については SimDataMake.ini ファイル中のパラメータで切替える。

(6)画面仕様

a)シミュレーション条件選択画面

図 5.1.3-2 にシミュレーション条件選択画面を示す。また、表 5.1.3-3 に詳細を示す。



図 5.1.3-2 シミュレーション条件選択画面

表 5.1.3-3 シミュレーション条件選択画面

画面 No.	項目	処理	備考
①	準天頂衛星の有無	準天頂衛星の有無を選択する	ラジオボタンとする
②	シミュレーション地点	「浦幌試験場」「第二東名」の2箇所とする	ラジオボタンとする
③	電波遮蔽状況	段数、遮蔽仰角を選択する	ラジオボタンとする
④	建機種別	「油圧ショベル」「転圧ローラー」の2種類とする	ラジオボタンとする
⑤	使用測位技術	「RTK 高速初期化」「慣性航法複合技術」「マルチパス誤差除去」の3種類とする	ラジオボタンとする

b) シミュレーションモニタ画面

図 5.1.3-3 にシミュレーションモニタ画面を示す。また、表 5.1.3-4 に詳細を示す。

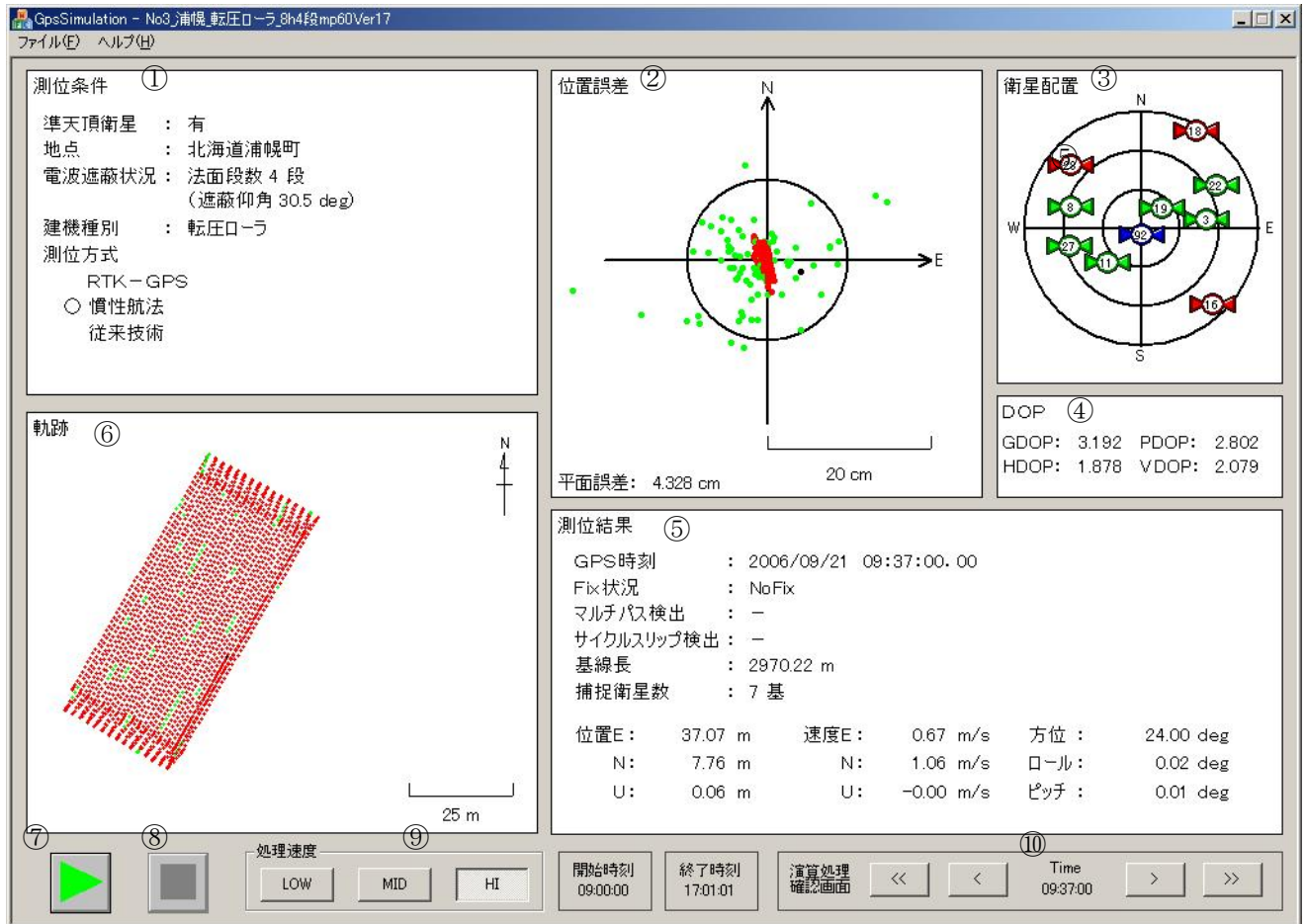


図 5.1.3-3 シミュレーション画面

表 5.1.3-4 画面機能

画面番号	項目	処理
①	シミュレーション条件	シミュレーション条件を表示する。「準天頂衛星の有無」「シミュレーション地点」「電波遮蔽状況」「建機種別」「使用測位技術」が表示される。
②	位置誤差	演算の誤差を表示する。(画面中心が真値) 赤: RTK-GPS が FIX 時の位置 黄: RTK-GPS が No-FIX 時の位置 緑: 慣性航法複合技術が出力する位置
③	衛星配置	衛星の状態を表示する 青: 準天頂衛星 緑: GPS 衛星 赤: 電波が遮蔽された衛星

画面番号	項目	処理
④	DOP	4種類のDOPを数値で表示する
⑤	測位結果	測位結果を表示する GPS時刻：測位の時刻 Fix状況：Fix/No-Fix マルチパス検出：検出した場合は○を表示する サイクルスリップ検出：検出した場合は○を表示する 基線長：基準局との距離（m）を表示する 位置、速度：現在の位置/速度をENU座標系で表示する 方位・ロール・ピッチ：現在の姿勢角を表示する。
⑥	軌跡	時間単位の軌跡を表示する。真値データより経路の表示エリアは固定する。Fix解(赤)、Float解(黄)、慣性航法のみ(緑)で色を変える。
⑦	シミュレーション開始ボタン	シミュレーションを開始する
⑧	シミュレーション停止ボタン	シミュレーションを停止する
⑨	シミュレーション速度	「LOW」「MID」「HI」の3つの速度を指定可能とする。各速度レベルはSimDataMake.iniファイルで指定した速度とする。MIDを1倍とした相対速度(倍率)
⑩	演算処理確認	シミュレーション結果を再生する場合に使用する。 (1)<、>：一秒単位で時刻を変更する (2)<<、>>：1分単位で時刻を変更する Shiftキーと同時に押すと20分単位となる

5.1.4 演算結果評価プログラム

(1)プログラムの概要

シミュレーションプログラムの出力結果（演算結果ファイル）をグラフ化し、統計データを表示するプログラムである。

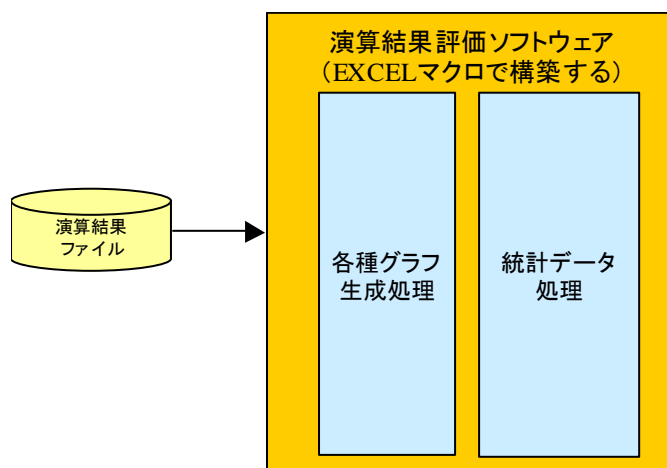


図 5.1.4-1 演算結果プログラム

(2)動作環境

本ソフトウェアは EXCEL のマクロで構築した。以下にその動作環境及び開発環境を示す。

- a)OS : WindowsXP
- b)HDD : 1Gbyte 以上の空き メモリ : 256Mbyte 以上
- c)ディスプレイ : XGA 以上
- d)EXCEL2000 以上

(3)機能

a)演算結果データ読み込み

演算結果データファイル読み込む。このデータを読み込むためにはプロジェクトファイルが必要となる。プロジェクトファイルに記載されている測位条件を読み、同一フォルダにある演算結果データファイル.csv を読み込む必要があるためである。

b)グラフ表示

横軸を経過時間(s)として以下の項目をグラフに表示する。

- ・グラフ 1 : 捕捉衛星数、HDOP(Horizontal DOP)
- ・グラフ 2 : RTK-GPS のアンビギュイティ決定状況 (Fix/No-FIX)
- ・グラフ 3 : 位置誤差

グラフ縦横軸のスケールは画面から変更可能とする。

c)測位条件及び統計データの表示

以下のパラメータを表示する。

- ・ 準天頂衛星：有/無
- ・ シミュレーション地点
- ・ 衛星遮蔽状況
- ・ 建機種別
- ・ 使用技術種別
- ・ 位置誤差 RMS(Root Mean Square)(m)
- ・ 位置誤差平均(m)
- ・ No-Fix 回数
- ・ 利用率(%)

(4)画面仕様

図 5.1.4-2 に画面を示す。

グラフ 1~3 を左側に縦に表示し、測位条件及び統計データを右側に配置する。

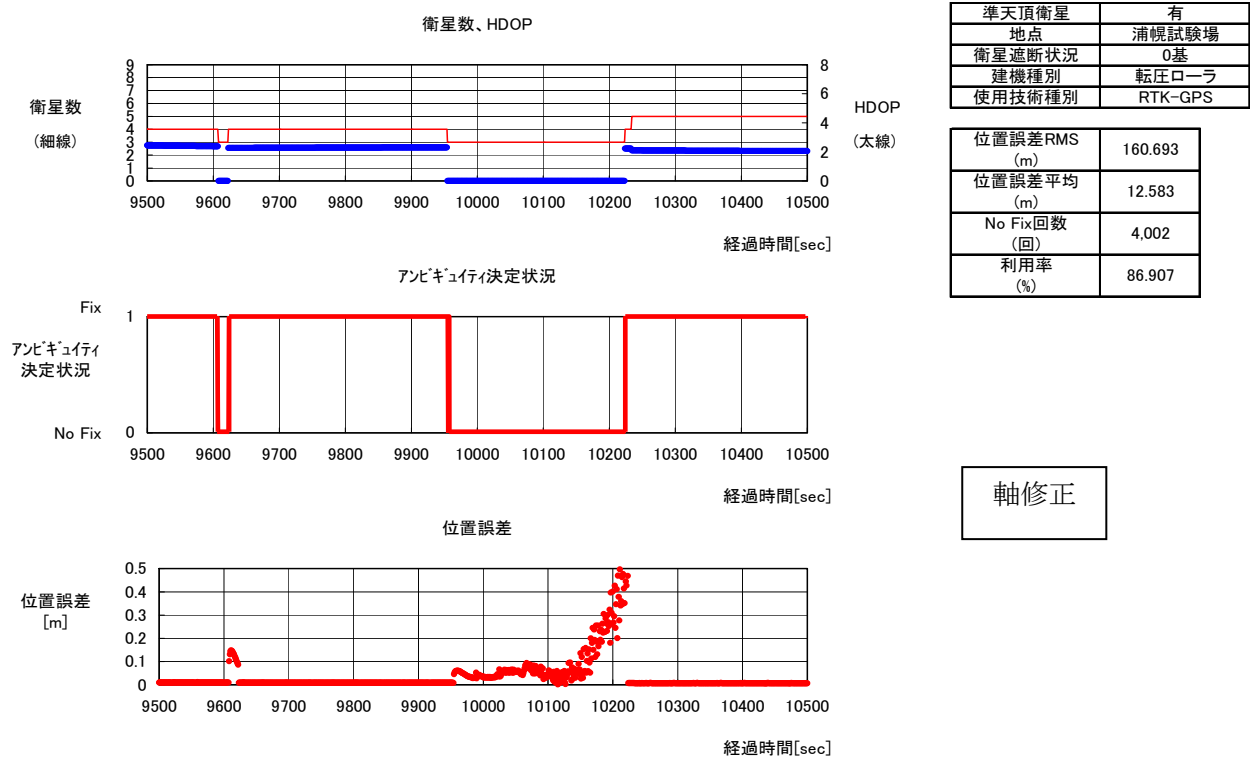


図 5.1.4-2 演算評価プログラム画面

(5)操作

a)起動

演算結果評価.xls を起動する。マクロが含まれるため、有効/無効設定の確認画面が表示されるが、有効を選択する。

b)メイン画面

起動後、図 5.1.4-3 に示すようにメイン画面が表示される。表示ボタンを押下する。

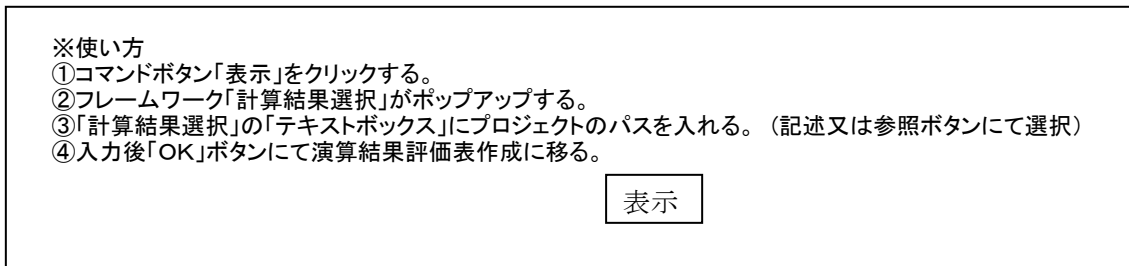


図 5.1.4-3 メイン画面

c)プロジェクトファイル選択

b)項で表示ボタンを押下すると、プロジェクトファイル選択画面が表示される。

(図 5.1.4-4)



図 5.1.4-4 プロジェクトファイル選択

図中②の参照ボタンを押下すると、ファイル選択ダイアログが表示される。

(図 5.1.4-5)



図 5.1.4-5 ファイル選択ダイアログ

プロジェクトファイルを選択すると、図 5.1.4-2 が表示される。

d) グラフスケール変更

図 5.1.4-6 の軸修正ボタンを押下すると、各グラフ縦横軸のスケールを変更することができる。



図 5.1.4-6 軸スケール変更

各グラフの X、Y 軸の数値を変更し、OK ボタンを押下すると、グラフのスケールが変更される。変更を終了する時は、終了ボタンを押下する。

5.2 評価項目、評価手法の検討

5.2.1 概要

本研究開発では、作業用車両に適用可能な高精度測位技術を開発することを目的としている。そのため、開発した高精度測位技術を作業用車両の測位に適用した場合のアルゴリズムの有効性と性能を検証するためにヒアリングを行い、シミュレーション実験の実施内容の検討について述べる。

5.2.2 シミュレーション設定（シミュレーションシナリオ）

シミュレーション実験では実際の建設機械を使用した作業を模擬し、作業中の測位技術の性能を評価する。以下に基本的なシミュレーション設定（シミュレーションシナリオ）について述べる。

(1) シミュレーション地点

シミュレーション実験の想定地点は、以下の国内 2 地点とする。

- ・ 日立建機 浦幌試験場（北海道）
- ・ 第 2 東名高速建設現場（中部地方）

(2) 対象建設機械

本シミュレーションの対象となる建設機械は以下の 2 種とする。

- ・ 転圧ローラ
- ・ 油圧ショベル

転圧ローラは、造成・道路工事の際の締固めに使用される建設機械である。転圧ローラを使用する作業では、空港等の大規模土木工事における転圧回数の管理等に情報化施工が多く使用されている。

油圧ショベルは積み込み・掘削・法面整形等に使用される。油圧ショベルを使用する作業では、ダム建設現場等の法面整形作業において情報化施工が使用されることがある。

(3) シミュレーション時間

シミュレーションを行う時間は、実際の建設現場での作業時間を想定して最大 12 時間とする。

(4) シミュレーション領域

シミュレーション中に建設機械が動く領域は高速道路建設現場を想定し、長さ 60m×幅 30m の大きさとする。

(5) 建設機械の動き

シミュレーション中の建設機械の動きを以下に示す。

1) 転圧ローラ

作業領域の長辺方向に直線的に前進して転圧後、作業領域外で車幅程度短辺方向に移動する。その後、後進して転圧を行い、再度、作業領域外で車幅程度短辺方向に移動する。この動作を繰り返し、作業領域内をくまなく移動し転圧を行う（図 5.2.2-1）。

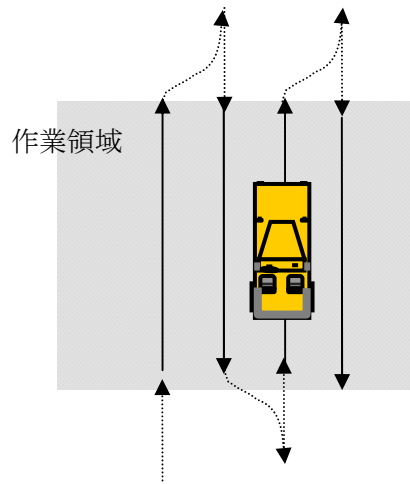


図 5.2.2-1 転圧ローラの動作

2) 油圧ショベル

油圧ショベルでは、バケット操作による法面整形作業を想定した動作を行う。動作内容は以下の通りとする（図 5.2.2-2）。

1. 油圧ショベルはブームを作業領域の外周に直交させた状態で、作業領域の法面のある外周に沿って移動する。
2. ブームを作業領域の外周に直交させた状態で掘削作業を行った後、作業領域外周に沿って若干移動する。
3. 2.の動作を繰り返して、外周の法面の掘削を行う。

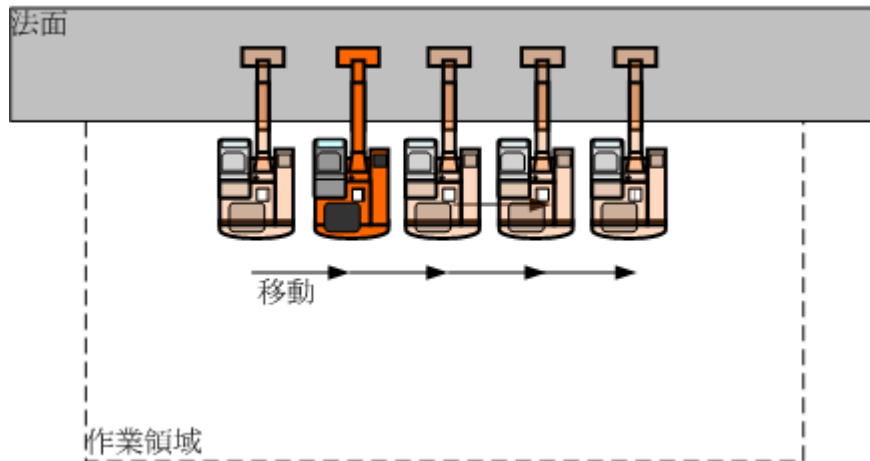


図 5.2.2-2 油圧ショベルの動作

(6) 建設機械上の GPS アンテナ・IMU 設置位置

建設機械上に設置する GPS アンテナは、転圧ローラ・油圧ショベルそれぞれ以下の場所に設置していると想定する。

- ・ 転圧ローラ・・・本体中心
- ・ 油圧ショベル・・・本体の旋回軸上

また、IMU は GPS アンテナの直下に設置していると想定する。

(7) 擬似的な測位誤差要因の生成

シミュレーションで生成する測距情報にサイクルスリップやマルチパスの影響を意図的に付加する。サイクルスリップ及びマルチパスの発生方法は以下の通りである。

1) サイクルスリップ

一定の周期で搬送波位相積算値にとびを加える。

2) マルチパス

一定の周期で擬似距離にとびを加えた上で、信号強度 (SN 比) を減少させる。

5.2.3 評価条件

(1) 個々の条件

シミュレーションでは以下の条件の組み合わせを変えたときのシミュレーション結果を比較することで、今回開発した技術の評価を行う。

- ・ 準天頂衛星の有無
- ・ 電波遮蔽状況
- ・ 使用技術

1) 準天頂衛星の有無

将来準天頂衛星が利用可能となった時の、準天頂衛星の有効性を評価する。

準天頂衛星無しの場合は、現状の GPS 衛星軌道情報を基に GPS 衛星からの測距情報を生成する。準天頂衛星有りの場合は、GPS 衛星に加えて準天頂衛星に関する公開情報を基に準天頂衛星からの測距情報を独自に生成することで、GPS 衛星と準天頂衛星の両方が利用可能な状態をシミュレートする。

2) 電波遮蔽状況

作業領域周辺の地形による電波の遮蔽状況を変化させた時の、開発技術の有効性を評価する。

電波遮蔽状況は、シミュレーション実行中の可視 GPS 衛星数の数で以下のよう
に分類する。

- ・ 衛星数 4機以下
- ・ 4～5機
- ・ 5～6機
- ・ 6～7機
- ・ 7機以上

上記の可視衛星数の変化は、シミュレーション領域の周囲に 1 割勾配の多段法面を配置することで作り出す。法面の勾配の値 1 割については、日本道路協会出版「道路土工のり面工・斜面安定工指針」に標準的な法面勾配の値として記載のある値を採用した。

段数の設定については法面無し、1 段～6 段の 6 パターンとする。図 5.2.3-1 に法面を設定した場合の法面段数と遮蔽仰角の関係を示す。

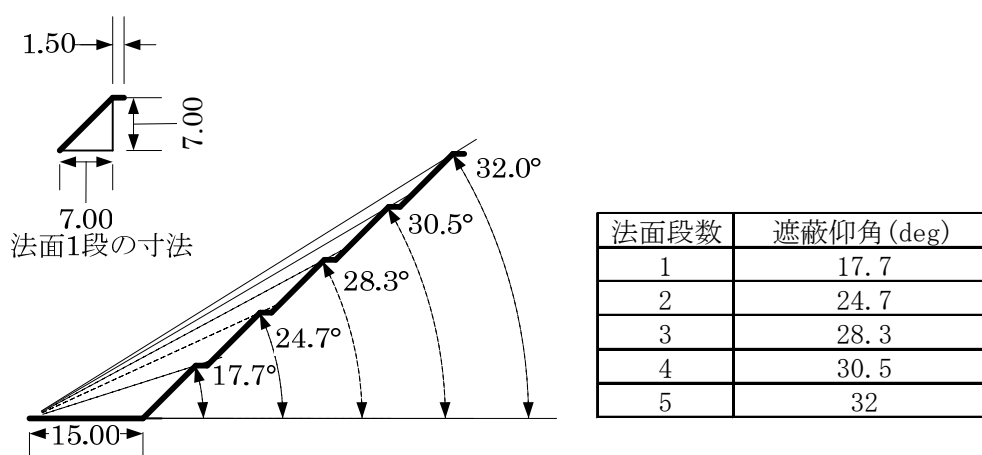


図 5.2.3-1 法面段数と遮蔽仰角の関係

3) 使用技術

今回開発した RTK-GPS 高速初期化・慣性航法複合と既存技術の比較を行う。
既存技術については、以下の条件で

5.2.4 評価項目

実験結果は以下の項目について評価する。

- ・ 位置誤差
- ・ 利用率及び測位状況
- ・ 初期化時間

(1) 利用率

利用率は、建設機械の位置が算出でき、かつ、水平位置誤差が 10cm 以下である時間の割合を表す。

(2) 位置誤差

位置誤差は、建設機械の真の位置と計算結果の差を表す。

(3) 初期化時間

初期化時間は RTK-GPS においてアンビギュイティを決定するまでの時間を表す。

この項目は RTK-GPS 高速初期化のみの評価項目となる。

5.3 高精度測位ソフトウェアを用いたシミュレーション実験

5.3.1 シミュレーション環境

(1) 模擬観測データ生成の処理システム

図 5.3.1-1 に示す処理システムを用いて、模擬観測データを生成した。処理システムのパソコン性能を表 5.3.1-1 に示す。ここで、処理には複数台のパソコンを用いたため、CPU、RAM 及び HDD の項目は共通しておらず、共通項目を表 5.3.1-1 に記載した。処理システムでは、模擬観測データ生成ソフトウェアを用いて、衛星軌道情報、地形データ、模擬障害データ、誤差情報、センサ仕様及び経路コマンドをもとに、経路の真値データ、基準局と移動局の GPS 観測データ及び IMU 観測データを出力する。衛星軌道情報及び GPS 観測データは RINEX フォーマットで記載されたファイルに格納されている。

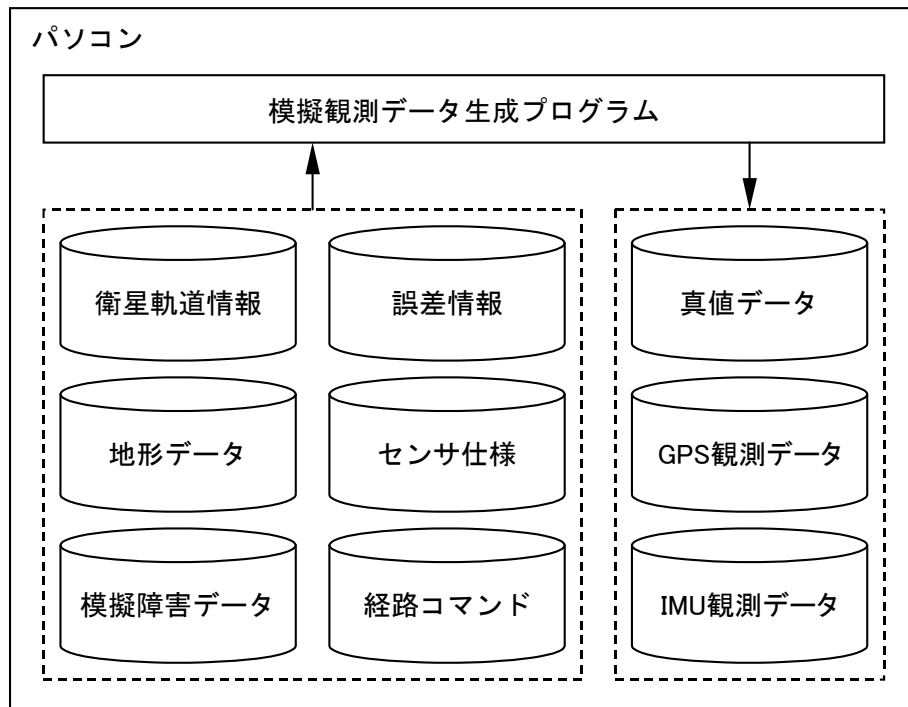


図 5.3.1-1 模擬観測データ生成の処理システム

表 5.3.1-1 処理システムのパソコン性能

項目	内容
OS	Windows® XP Professional SP2
開発環境	Visual C++ .NET 2005

(2) 高精度測位の処理システム

図 5.3.1-2 に示す処理システムを用いて、従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術を実施した。処理システムのパソコン性能を表 5.3.1-2 に示す。ここで、処理には複数台のパソコンを用いたため、CPU、RAM 及び HDD の項目は共通しておらず、共通項目を表 5.3.1-2 に記載した。処理システムでは、高精度測位ソフトウェアを用いて、シミュレーション初期データ、シミュレーション条件データ、ファイル名データ、RTK-GPS 初期設定データ、複合航法初期設定データ、衛星軌道情報、基準局と移動局の GPS 観測データ、IMU 観測データ及び経路の真値データをもとに測位結果データを出力する。衛星軌道情報及び GPS 観測データは RINEX フォーマットで記載されたファイルに格納されている。

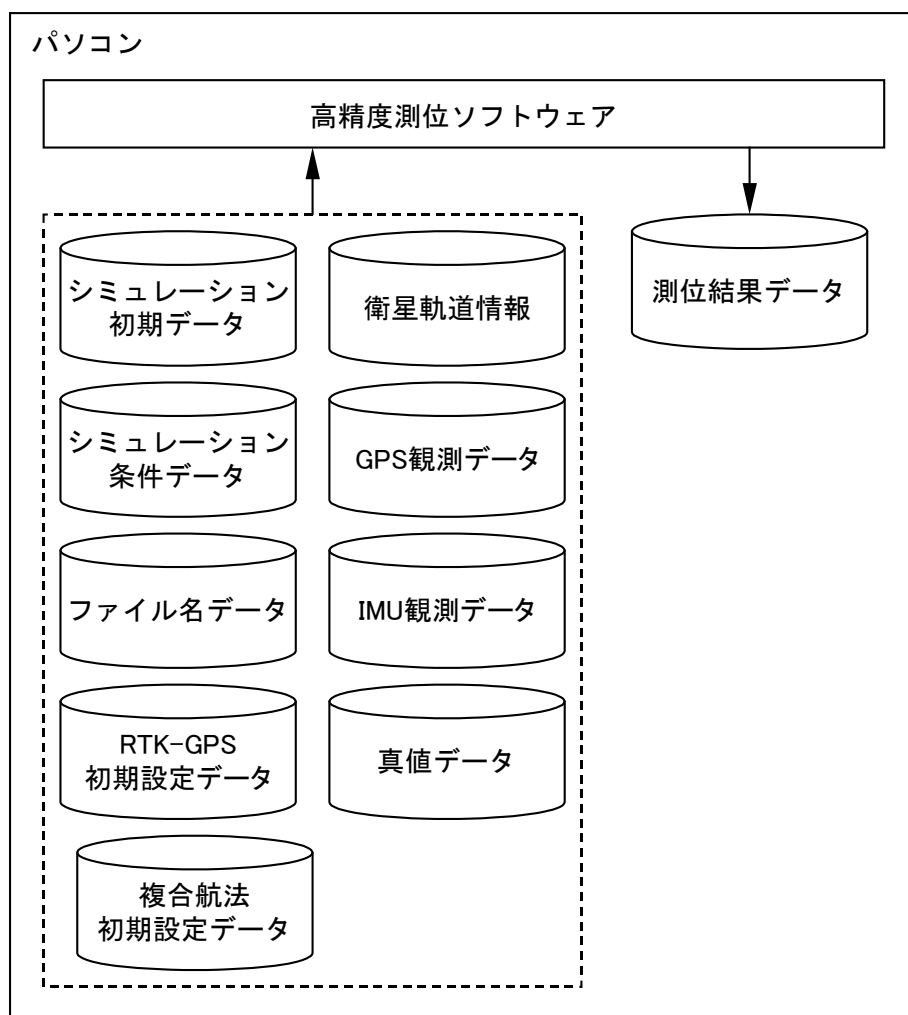


図 5.3.1-2 高精度測位の処理システム

表 5.3.1-2 処理システムのパソコン性能

項目	内容
OS	Windows® XP Professional SP2
開発環境	Visual C++ .NET 2005

5.3.2 シミュレーション条件

(1) 評価対象

図 5.3.2-1 および図 5.3.2-2 に示す従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術を評価対象として、利用率などの測位性能を評価した。図 5.3.2-1 に示す従来技術の処理フローは、図 5.3.2-2 に示す RTK-GPS 高速初期化技術の処理フローにおいてステップ 6 の電離層モデルを Klobuchar モデルに、ステップ 8 の躍度モデルを加速度モデルに変更し、ステップ 13 のアンビギュイティ決定可能な位置の探索を削除したものである。図 5.3.2-3 には慣性航法複合技術の処理フローを示す。

従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の設定内容を表 5.3.2-1 に示す。従来技術と RTK-GPS 高速初期化技術の設定内容では、本年度開発した運動モデル、電離層モデル及びアンビギュイティ決定のための位置探索手法が異なる。また、慣性航法複合技術の設定内容では、本年度開発したアライメントと航法の統合、複合航法における非線形フィルタ及び複合方式の切換え手法が異なる。

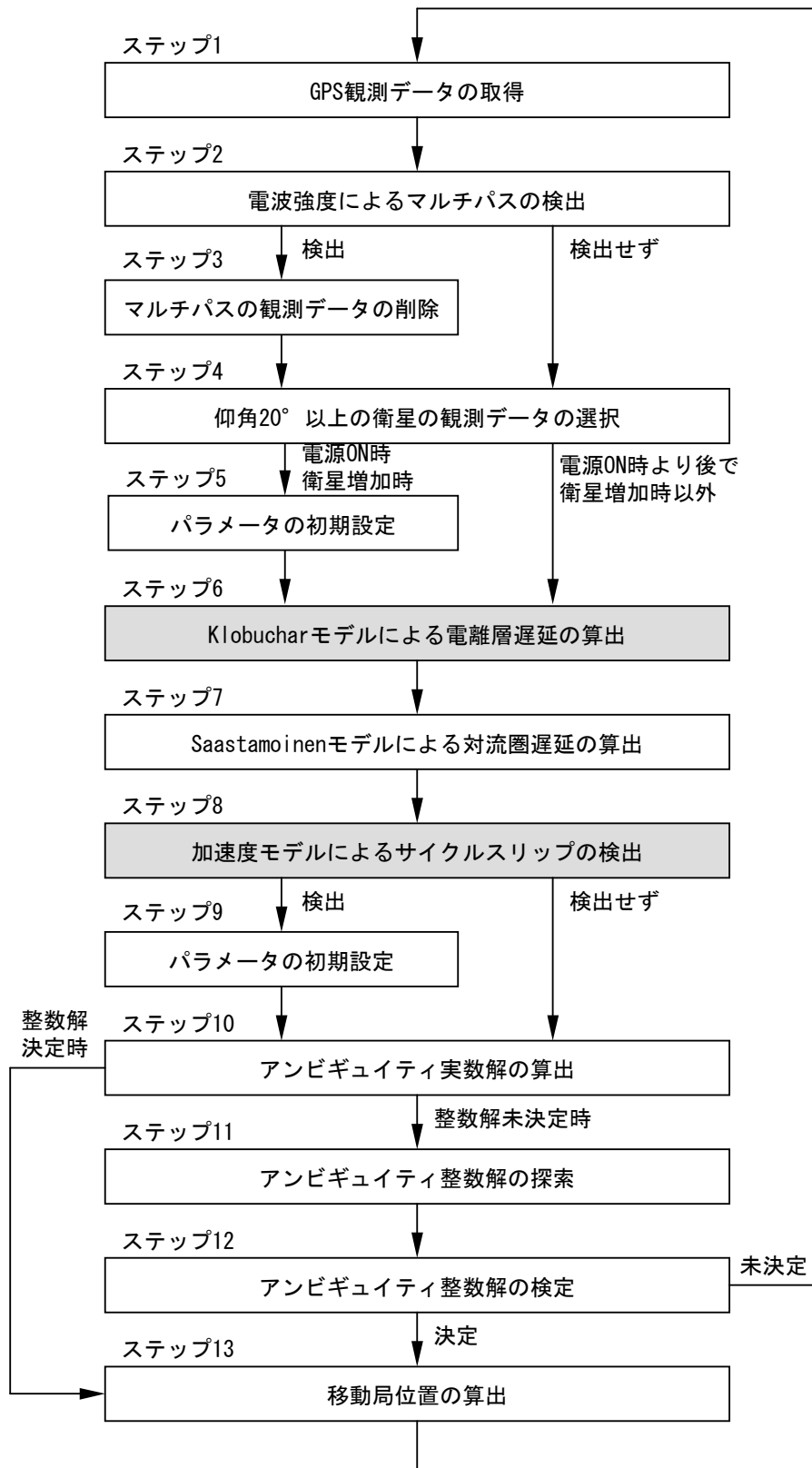


図 5.3.2-1 従来技術の処理フロー

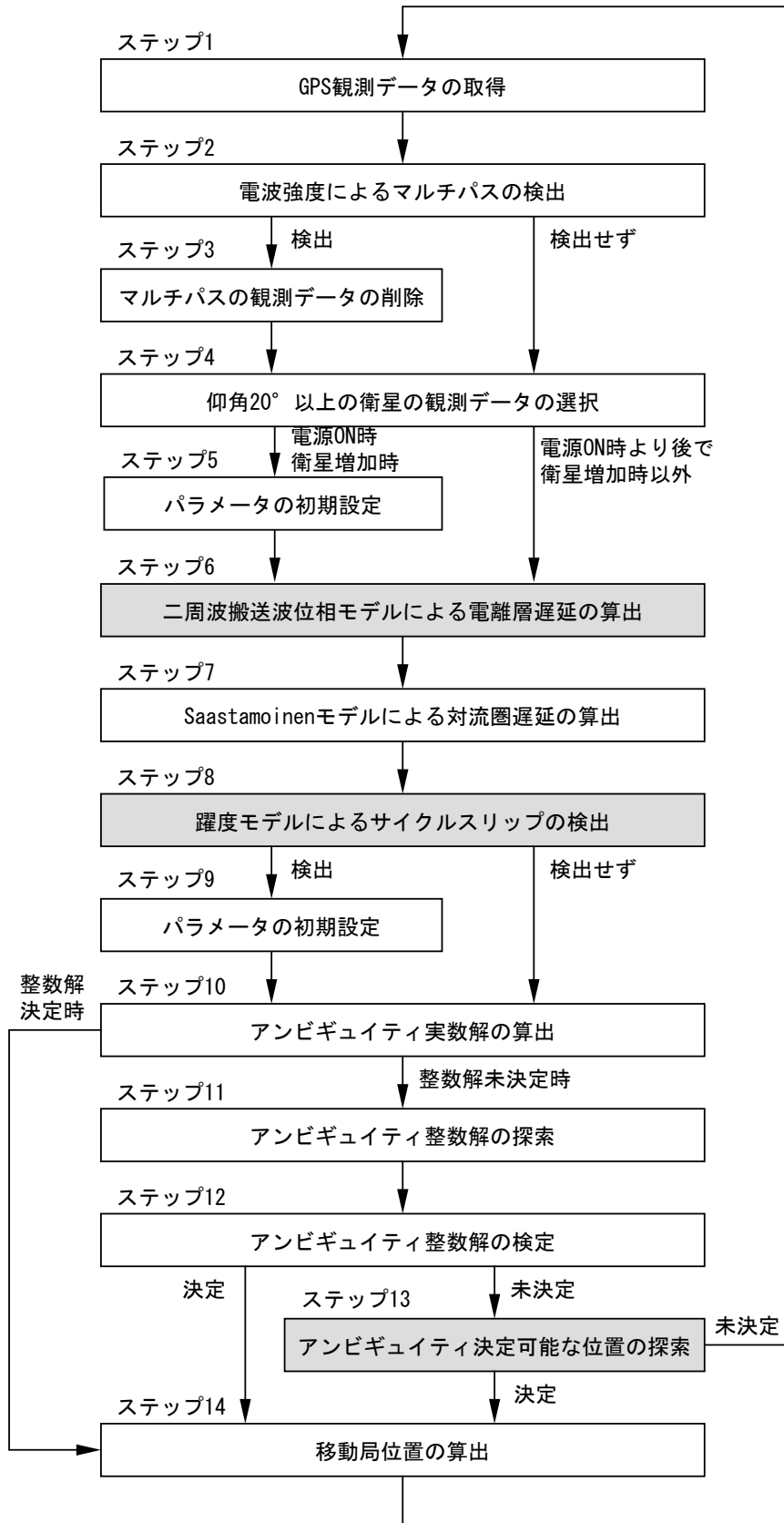


図 5.3.2-2 RTK-GPS 高速初期化技術の処理フロー

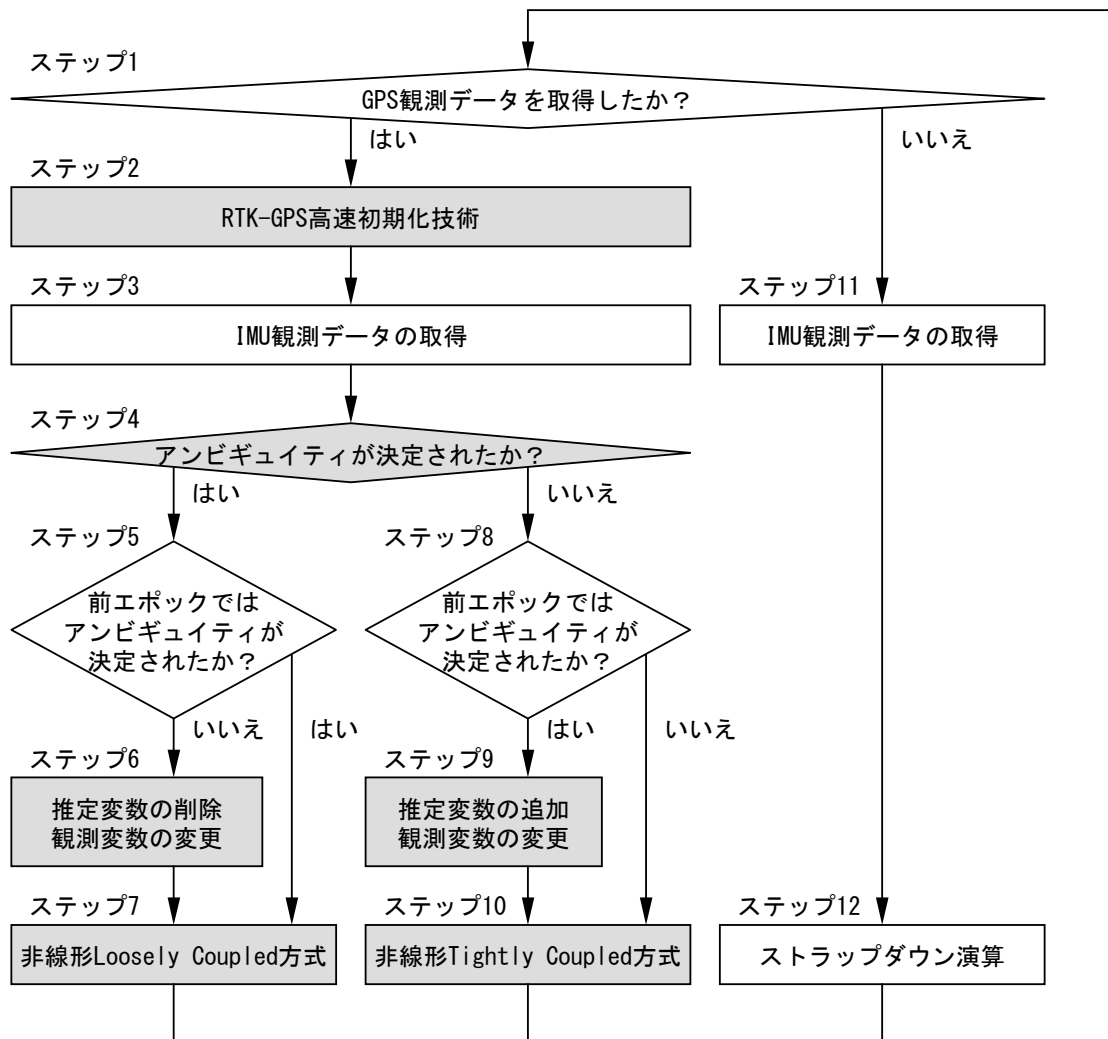


図 5.3.2-3 慣性航法複合技術の処理フロー

表 5.3.2-1 評価対象の設定内容

設定項目	従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
信号強度による マルチパス検出手法	あり	あり	同左
運動モデル	加速度モデル	躍度モデル	同左
電離層モデル	Klobuchar モデル	搬送波位相モデル	同左
対流圏モデル	Saastamoinen モデル	Saastamoinen モデル	同左
状態量	位置、速度、加速度、 アンビギュイティ、 電離層遅延二重差、 対流圏遅延二重差	位置、速度、加速度、 躍度、 アンビギュイティ、 電離層遅延二重差、 対流圏遅延二重差	同左
観測量	搬送波位相、 擬似距離、 電離層遅延二重差、 対流圏遅延二重差	搬送波位相、 擬似距離、 電離層遅延二重差、 対流圏遅延二重差	同左
アンビギュイティ決 定のための位置探索 手法	なし	あり	同左
アライメントと航法 の統合	—	—	あり
複合航法における 非線形フィルタ	—	—	あり
複合航法方式の 切り換え手法	—	—	あり

(2) 観測データ

準天頂衛星の有無、場所、建機種別及び法面段数の条件を変え、表 5.3.2-2 に示す 14 つの条件の観測データを用いて、従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術を実施した。

表 5.3.2-2 評価条件

No.	条件									
	準天頂衛星		場所		建機種別		法面段数			
	あり	なし	浦幌	東名	転圧 ローラ	油圧 シヨベル	0	3	4	5
1	○	—	○	—	○	—	○	—	—	—
2	○	—	○	—	○	—	—	○	—	—
3	○	—	○	—	○	—	—	—	○	—
4	○	—	○	—	○	—	—	—	—	○
5	○	—	○	—	—	○	○	—	—	—
6	○	—	○	—	—	○	—	—	○	—
7	○	—	—	○	○	—	—	—	○	—
8	—	○	○	—	○	—	○	—	—	—
9	—	○	○	—	○	—	—	○	—	—
10	—	○	○	—	○	—	—	—	○	—
11	—	○	○	—	○	—	—	—	—	○
12	—	○	○	—	—	○	○	—	—	—
13	—	○	○	—	—	○	—	—	○	—
14	—	○	—	○	○	—	—	—	○	—

(3) 評価項目

シミュレーション実験では表 5.3.2-3 に示す 3 つの項目、すなわち、利用率、位置誤差及び平均初期化時間で 3 つの技術の評価した。ここで、慣性航法複合技術の評価項目は利用率及び位置誤差のみである。

解析では、マルチパスを 60 秒おきに発生させている。マルチパスが起こったときに衛星 1 基の観測データが減り、次のエポックで衛星 1 基の観測データが増加する。この増加時にキネマティック測位で初期化が始まる。このように 60 秒おきに初期化が行われる。

表 5.3.2-3 評価項目

評価項目	内容
利用率	全時間における、アンビギュイティを決定し、かつ、位置誤差が 10cm 以下である時間の割合
位置誤差	アンビギュイティを決定した状態における真の位置と計算位置の水平面上の差の平均値
平均初期化時間	アンビギュイティを決定するまでの平均時間。サイクルスリップ及びマルチパスの発生後から初期化が始まる。初期化できなかった場合、マルチパスを 60 秒おきに発生させるため、初期化時間を 59 秒とする。また、初期化途中で衛星数の増減があった場合を計算から除く。

5.3.3 シミュレーション結果

(1) GPS 観測状況

GPS の観測状況として、各評価条件における平均可視衛星数、平均 PDOP、平均 HCOP 及び平均 VDOP(Vertical DOP)を表 5.3.3-1 に示す。

表 5.3.3-1 GPS の観測状況

評価条件 No.	平均可視衛星数	平均 PDOP	平均 HDOP	平均 VDOP
1	6.7	2.53	1.39	2.11
2	5.8	3.46	1.76	2.95
3	5.6	3.49	1.77	2.98
4	5.5	4.20	1.92	3.66
5	6.7	2.53	1.39	2.11
6	5.4	3.58	1.83	4.32
7	5.9	6.48	2.66	5.89
8	7.7	2.26	1.36	1.80
9	6.8	3.16	1.81	2.54
10	6.6	3.25	1.79	2.69
11	6.5	3.46	1.87	2.85
12	7.7	2.26	1.36	1.80
13	6.4	3.91	2.14	3.21
14	6.9	3.27	1.69	2.79

(2) 解析結果

表 5.3.2-2 に示す 14 つの評価条件において、従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術を実施した。その結果、表 5.3.3-2～表 5.3.3-4 に示す利用率、位置誤差及び平均初期化時間を得た。

表 5.3.3-2 利用率

評価条件 No.	利用率 (%)		
	従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
1	91.6	93.0	93.5
2	55.0	87.4	70.0
3	53.3	85.6	92.2
4	44.7	82.8	89.0
5	91.2	92.7	96.4
6	43.9	79.7	86.9
7	59.8	82.5	84.7
8	93.4	94.4	97.8
9	70.0	92.4	97.2
10	70.5	91.6	97.1
11	66.9	91.4	96.8
12	93.4	94.8	98.8
13	66.9	87.7	94.5
14	72.3	91.7	97.1

表 5.3.3-3 位置誤差

評価条件 No.	位置誤差 (m)		
	従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
1	0.006	0.018	0.018
2	0.105	0.034	0.034
3	0.102	0.047	0.047
4	0.142	0.044	0.019
5	0.006	0.033	0.033
6	0.033	0.056	0.056
7	0.222	0.277	0.277
8	0.007	0.025	0.025
9	0.010	0.026	0.026
10	0.012	0.023	0.023
11	0.026	0.019	0.019
12	0.007	0.017	0.017
13	0.038	0.082	0.082
14	0.059	0.026	0.026

表 5.3.3-4 平均初期化時間

評価条件 No.	平均初期化時間 (秒)	
	従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術
1	15.6	4.5
2	23.6	6.5
3	24.2	7.0
4	29.1	7.5
5	7.1	4.1
6	24.2	6.9
7	18.4	6.6
8	12.0	3.3
9	18.5	4.7
10	17.6	5.2
11	19.7	5.4
12	1.4	3.7
13	18.1	6.3
14	15.9	5.2

5.4 ソフトウェアの技術的評価検証

5.4.1 法面段数による評価

(1) 解析結果

準天頂衛星がない場合における法面段数と評価項目の関係を図 5.4.1-1～図 5.4.1-3 に示す。

図 5.4.1-1 に示すように、準天頂衛星がない場合、慣性航法複合技術を用いることにより、法面 4 段以下で 90%以上の利用率を確保できた。

図 5.4.1-1 に示すように、法面が 4 段である場合、利用率が従来技術 53%から RTK-GPS 高速初期化技術 85%に、約 30%向上した。また、慣性航法複合技術の利用率が 92%であり、従来技術に比べて、利用率が約 40%向上した。

図 5.4.1-2 に示すように、法面が 4 段である場合、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の位置誤差は数 cm 程度であり、10cm 以下となった。

図 5.4.1-3 に示すように、法面が 4 段である場合、平均初期化時間は従来技術 24 秒から RTK-GPS 高速初期化技術 7 秒に、3 分の 1 以下に短縮された。

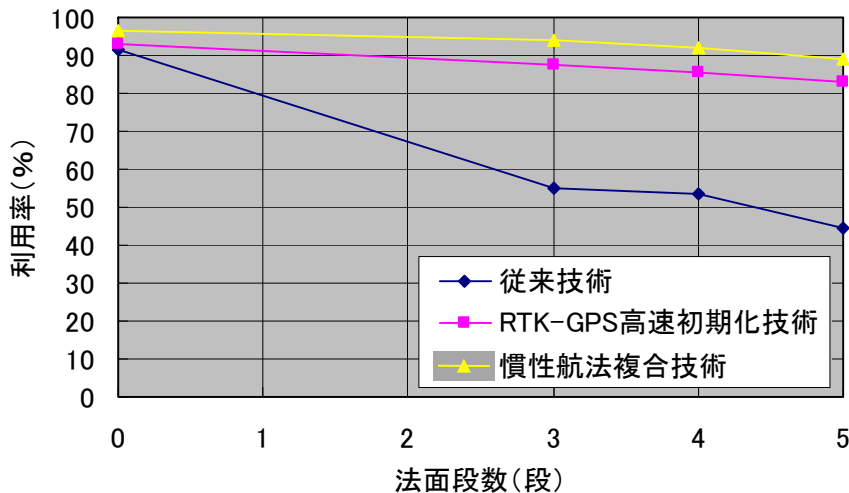


図 5.4.1-1 法面段数と利用率の関係 (準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ)

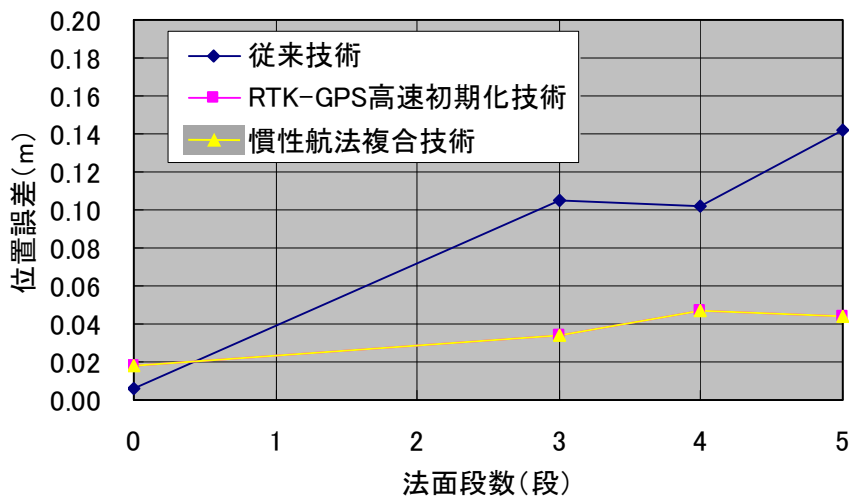


図 5.4.1-2 法面段数と位置誤差の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

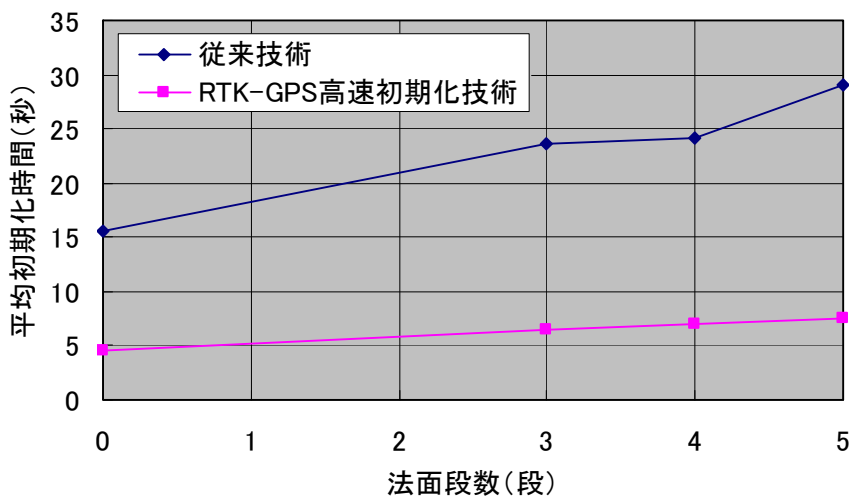


図 5.4.1-3 法面段数と平均初期化時間の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

(2) 考察

RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間が従来技術に比べて短縮された原因について検討していく。解析では、基線長に比例した値を電離層遅延に付加しており、その値は天頂方向で約 15mm である。従来技術では、Klobuchar モデルで電離層遅延を算出するため、基線長に起因した電離層遅延を十分推定できない。一方、RTK-GPS 高速初期化技術では、搬送波位相の観測量をもとに電離層遅延を算出するため、基線長に起因した電離層遅延も推定できる。また、従来技術では推定位置の誤差が約 50cm よりも大きい場合、アンビギュイティが決定されないが、RTK-GPS 高速初期化技術ではアンビギュイティ決定のための位置探索手法が組み込まれているため、推定位置の誤差が約 50cm よりも大きくてもアンビギュイティを決定できることがある。以上のこ

とから、RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間が従来技術に比べて短縮されたと考えられる。

上記のように、RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間が従来技術のそれよりも短縮されたことにより、RTK-GPS 高速初期化技術の利用率も従来技術に比べて向上した。

平均可視衛星数及び DOP を図 5.4.1-4 及び図 5.4.1-5 に示す。図 5.4.1-4 及び図 5.4.1-5 に示すように、法面段数が増えると、平均可視衛星数が減り、DOP が増加する。これにより、法面段数が増えると、利用率が低減し、平均初期化時間が長くなった。

RTK-GPS 高速初期化技術と慣性航法複合技術の位置誤差が同じになる理由は、アンビギュイティが決定している場合、慣性航法複合技術でキネマティック測位の位置出力を採用するためである。

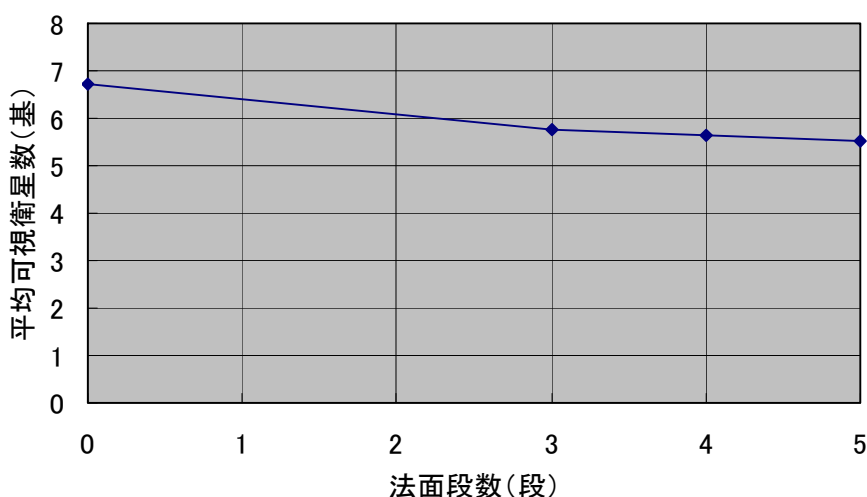


図 5.4.1-4 法面段数と平均可視衛星数の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

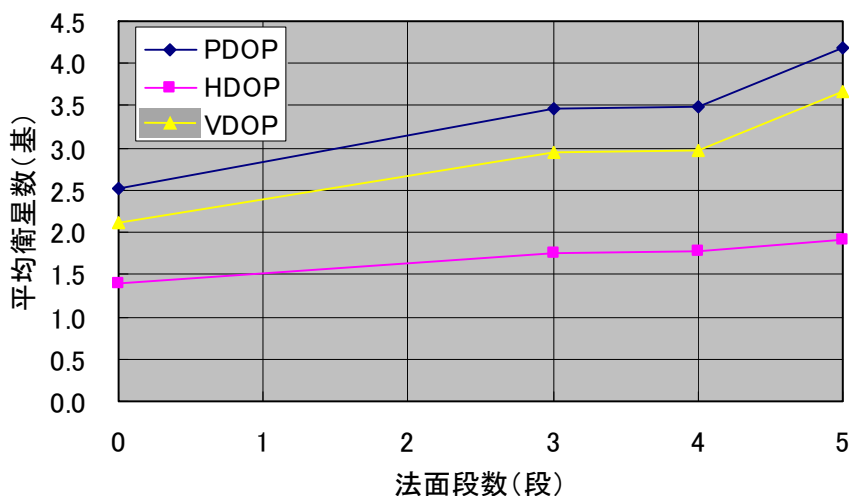


図 5.4.1-5 法面段数と DOP の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

5.4.2 準天頂衛星の効果

(1) 解析結果

準天頂衛星がない場合とある場合における法面段数と評価項目の関係を表 5.4.2-1～表 5.4.2-3 に示す。

表 5.4.2-1 に示すように、法面が 4 段である場合、準天頂衛星が 1 基増えることにより、従来技術の利用率が 53%から 71%に、約 20%向上した。RTK-GPS 高速初期化の利用率は 86%から 92%に、約 5%向上し、慣性航法複合技術の利用率は 92%から 97%に、約 5%向上した。

位置誤差に関しては、表 5.4.2-2 に示すように、準天頂衛星が 1 基増えることにより、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術において位置誤差が約 2 分の 1 に低減した。

表 5.4.2-3 に示すように、法面が 4 段である場合、準天頂衛星が 1 基増えることにより、従来技術の平均初期化時間は 24 秒から 18 秒に短縮した。また、RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間は 7 秒から 5 秒に短縮した。

表 5.4.2-1 準天頂衛星がない場合とある場合における法面段数と利用率の関係

評価項目		利用率 (%)					
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術		慣性航法複合技術	
準天頂衛星		なし	あり	なし	あり	なし	あり
法面段数 (段)	0	91.6	93.4	93.0	94.4	96.6	97.8
	3	55.0	70.0	87.4	92.4	94.1	97.2
	4	53.3	70.5	85.6	91.6	92.2	97.1
	5	44.7	66.9	82.8	91.4	89.0	96.8

表 5.4.2-2 準天頂衛星がない場合とある場合における法面段数と位置誤差の関係

評価項目		位置誤差 (m)					
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術		慣性航法複合技術	
準天頂衛星		なし	あり	なし	あり	なし	あり
法面段数 (段)	0	0.006	0.007	0.018	0.025	0.018	0.025
	3	0.105	0.010	0.034	0.026	0.034	0.026
	4	0.102	0.012	0.047	0.023	0.047	0.023
	5	0.142	0.026	0.044	0.019	0.044	0.019

表 5.4.2-3 準天頂衛星がない場合とある場合における法面段数と平均初期化時間の関係

評価項目		平均初期化時間 (秒)			
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術	
準天頂衛星		なし	あり	なし	あり
法面段数 (段)	0	15.6	12.0	4.5	3.3
	3	23.6	18.5	6.5	4.7
	4	24.2	17.6	7.0	5.2
	5	29.1	19.7	7.5	5.4

準天頂衛星がある場合における法面段数と評価項目の関係を図 5.3.2-1～図 5.3.2-3 に示す。

図 5.4.2-1 に示すように、準天頂衛星がある場合、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術を用いることにより、法面 5 段以上で 90%以上の利用率を確保できた。

図 5.4.2-1 に示すように、法面が 4 段である場合、準天頂衛星がある状態でも、利用率が従来技術 70%から RTK-GPS 高速初期化技術 92%に、約 30%向上した。また、慣性航法複合技術の利用率が 97%であり、従来技術に比べて、利用率が約 35%向上した。

図 5.4.2-2 に示すように、法面が 4 段である場合、3 つの技術の位置誤差は数 cm 程度であり、10cm 以下となった。

図 5.4.2-3 に示すように、法面が 4 段である場合、平均初期化時間は従来技術 18 秒から RTK-GPS 高速初期化技術 5 秒に、3 分の 1 以下に短縮された。

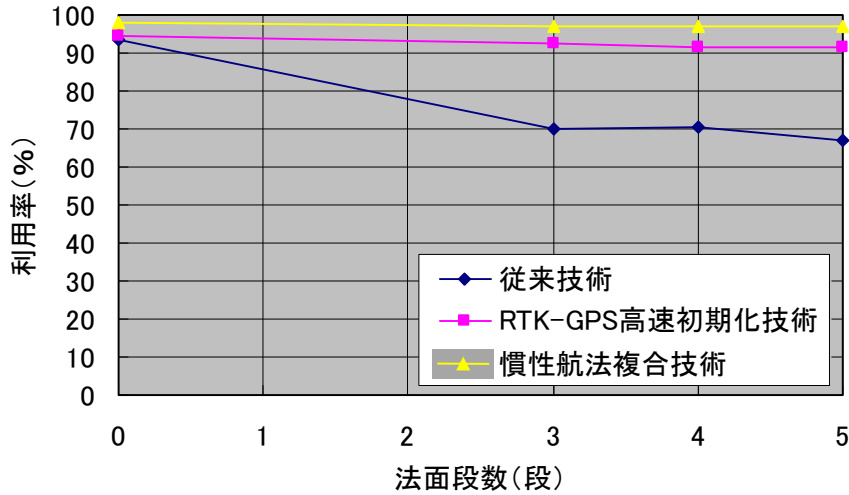


図 5.4.2-1 法面段数と利用率の関係 (準天頂衛星あり、浦幌、転圧ローラ)

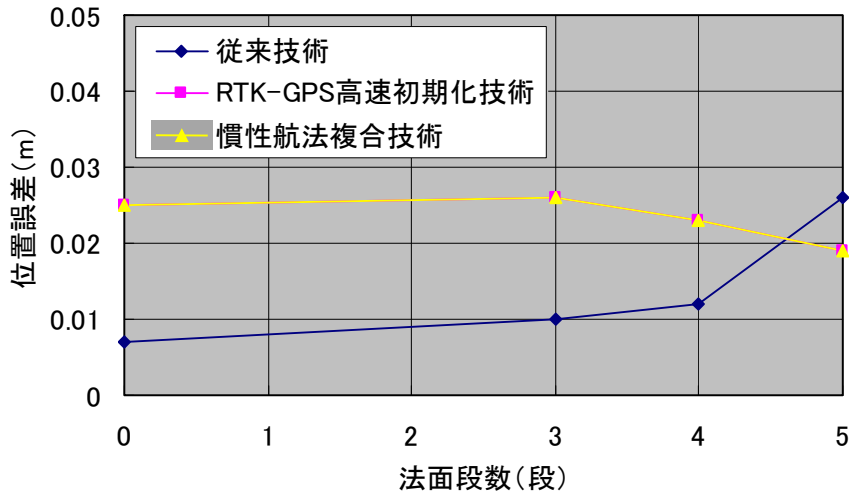


図 5.4.2-2 法面段数と位置誤差の関係 (準天頂衛星あり、浦幌、転圧ローラ)

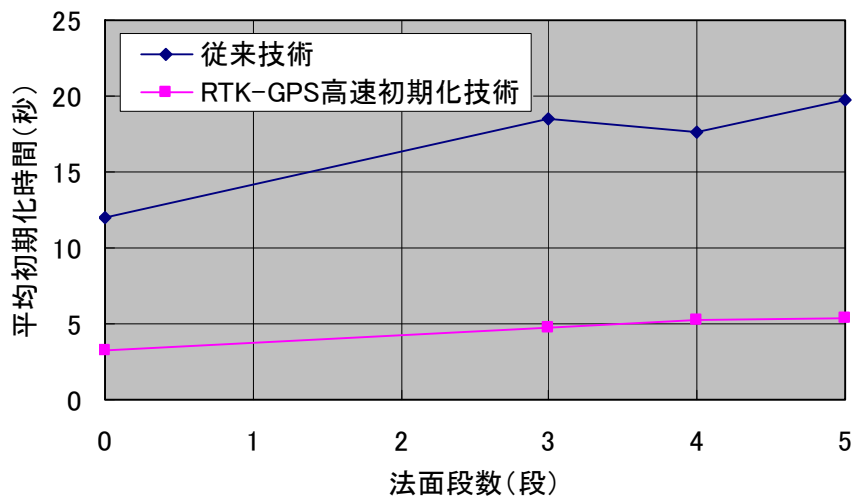


図 5.4.2-3 法面段数と平均初期化時間の関係（準天頂衛星あり、浦幌、転圧ローラ）

(2) 考察

準天頂衛星が 1 基増えると、平均可視衛星数が 1 基増え、準天頂衛星がある場合の平均初期化時間が、ない場合に比べて短縮された。それにより、準天頂衛星がある場合の利用率が、ない場合に比べて向上した。

5.4.3 実験場所による評価

(1) 解析結果

実験場所が浦幌（北海道）及び第 2 東名（静岡）である場合の利用率、位置誤差及び平均初期化時間を表 5.4.3-1～表 5.4.3-6 に示す。

表 5.4.3-1 及び表 5.4.3-2 に示すように、実験場所が第 2 東名であったとしても、RTK-GPS 高速初期化技術の利用率が従来技術に比べて約 25～30%向上した。同様に、実験場所が第 2 東名であったとしても、慣性航法複合技術の利用率が従来技術に比べて約 25～35%向上した。

表 5.4.3-5 及び表 5.4.3-6 に示すように、実験場所が第 2 東名であったとしても、RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間が従来技術に比べて、約 3 分の 1 短縮された。

以上のことから、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術により、場所に関係なく、利用率が向上する。

表 5.4.3-1 各実験場所における利用率（準天頂衛星なし、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		利用率 (%)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
実験場所	浦幌（北海道）	53.3	85.6	92.2
	第 2 東名（静岡）	59.8	82.5	84.7

表 5.4.3-2 各実験場所における利用率（準天頂衛星あり、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		利用率 (%)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
実験場所	浦幌（北海道）	70.5	91.6	97.1
	第 2 東名（静岡）	72.3	91.7	97.1

表 5.4.3-3 各実験場所における位置誤差（準天頂衛星なし、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		位置誤差 (m)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
実験場所	浦幌（北海道）	0.102	0.047	0.047
	第 2 東名（静岡）	0.222	0.277	0.277

表 5.4.3-4 各実験場所における位置誤差（準天頂衛星あり、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		位置誤差 (m)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
実験場所	浦幌（北海道）	0.012	0.023	0.023
	第 2 東名（静岡）	0.059	0.026	0.026

表 5.4.3-5 各実験場所における平均初期化時間（準天頂衛星なし、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		平均初期化時間 (秒)	
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術
実験場所	浦幌（北海道）	24.2	7.0
	第 2 東名（静岡）	18.1	6.6

表 5.4.3-6 各実験場所における平均初期化時間（準天頂衛星あり、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		平均初期化時間（秒）	
		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術
実験場所	浦幌（北海道）	17.6	5.2
	第 2 東名（静岡）	18.4	5.2

(2) 考察

RTK-GPS 高速初期化技術は従来技術に比べて、二周波搬送波位相モデルにより電離層遅延二重差の推定精度が向上し、アンビギュイティ決定のための位置探索手法により初期化時間が短縮される。このことから、実験場所が変わったとしても RTK-GPS 高速初期化の優位性は変わらない。

慣性航法複合技術は従来技術に比べて、非線形 Tightly Coupled 方式により位置出力の継続性が向上する。また、RTK-GPS 高速初期化技術の優位性も加わり、実験場所が変わったとしても慣性航法複合技術の優位性は変わらない。

5.4.4 建機の種別と動きによる評価

(1) 解析結果

建機の種別が転圧ローラ及び油圧ショベルである場合の利用率、位置誤差及び平均初期化時間を表 5.4.4-1～表 5.4.4-6 に示す。

表 5.4.4-1 及び表 5.4.4-2 に示すように、法面が 4 段である場合、建機種別が油圧ショベルであったとしても、RTK-GPS 高速初期化技術の利用率が従来技術に比べて約 30～35%向上した。同様に、建機種別が油圧ショベルであったとしても、慣性航法複合技術の利用率が従来技術に比べて約 30%向上した。

表 5.4.4-5 及び表 5.4.4-6 に示すように、法面が 4 段である場合、建機種別が油圧ショベルであったとしても、RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間が従来技術に比べて、3 分の 1 以下に短縮された。

表 5.4.4-1 及び表 5.4.4-2 に示すように、法面が 4 段である場合、油圧ショベルの利用率が転圧ローラに比べて 3～10%低下した。

表 5.4.4-5 及び表 5.4.4-6 に示すように、法面が 4 段である場合、油圧ショベルの平均初期化時間が転圧ローラに比べて 1 秒程度長くなった。

表 5.4.4-1 建機種別における利用率（準天頂衛星なし、浦幌）

評価項目		利用率（％）					
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術		慣性航法複合技術	
法面段数（段）		0	4	0	4	0	4
建機種別	転圧ローラ	91.6	53.3	93.0	85.6	96.6	92.2
	油圧ショベル	91.2	43.9	92.7	79.7	96.4	86.9

表 5.4.4-2 建機種別における利用率（準天頂衛星あり、浦幌）

評価項目		利用率（％）					
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術		慣性航法複合技術	
法面段数（段）		0	4	0	4	0	4
建機種別	転圧ローラ	93.4	70.5	94.4	91.6	97.8	97.1
	油圧ショベル	93.5	66.9	94.8	87.7	98.8	94.5

表 5.4.4-3 建機種別における位置誤差（準天頂衛星なし、浦幌）

評価項目		位置誤差（m）					
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術		慣性航法複合技術	
法面段数（段）		0	4	0	4	0	4
建機種別	転圧ローラ	0.006	0.102	0.018	0.047	0.018	0.047
	油圧ショベル	0.007	0.033	0.033	0.056	0.033	0.056

表 5.4.4-4 建機種別における位置誤差（準天頂衛星あり、浦幌）

評価項目		位置誤差（m）					
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術		慣性航法複合技術	
法面段数（段）		0	4	0	4	0	4
建機種別	転圧ローラ	0.007	0.012	0.025	0.023	0.025	0.023
	油圧ショベル	0.007	0.038	0.017	0.082	0.017	0.082

表 5.4.4-5 建機種別における平均初期化時間（準天頂衛星なし、浦幌）

評価項目		平均初期化時間（秒）			
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術	
法面段数（段）		0	4	0	4
建機種別	転圧ローラ	15.6	24.2	4.5	7.0
	油圧ショベル	7.1	28.5	4.1	6.9

表 5.4.4-6 建機種別における平均初期化時間（準天頂衛星あり、浦幌）

評価項目		平均初期化時間（秒）			
評価対象		従来技術		RTK-GPS 高速初期化技術	
法面段数（段）		0	4	0	4
建機種別	転圧ローラ	12.0	17.6	3.3	5.2
	油圧ショベル	1.4	18.1	3.7	6.3

(2) 考察

法面が 4 段である場合、油圧ショベルが転圧ローラに比べて、利用率が低下し、平均初期化時間が長くなる理由は以下の通りである。転圧ローラは 5.2.2-1 に示すように作業領域を均等に移動する。一方、油圧ショベルは 5.2.2-2 に示すように法面に沿って移動する。このため、油圧ショベルは転圧ローラに比べて、法面による遮蔽の影響を受け、表 5.4.4-7 に示すように平均可視衛星数が低下した。このため、油圧ショベルは転圧ローラに比べて、利用率が低下し、平均初期化時間が長くなった。

表 5.4.4-7 建機種別による平均可視衛星数（浦幌、法面 4 段）

		平均可視衛星数（基）	
準天頂衛星の有無		なし	あり
建機種別	転圧ローラ	5.6	6.6
	油圧ショベル	5.4	6.4

5.5 まとめ

法面段数、準天頂衛星の有無、実験場所及び建機種別の条件を変えて、模擬観測データを生成した。この模擬観測データをもとに、従来技術、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の性能を利用率、位置誤差及び平均初期化時間で評価した。

(1) 法面段数による評価

準天頂衛星がなく、浦幌（北海道）で転圧ローラを走行させたシミュレーション実験を行った。図 5.5-1～図 5.5-3 に示す解析結果を得て、以下の結論を得た。

- ・ 図 5.5-1 に示すように、準天頂衛星がない場合、慣性航法複合技術を用いることにより、法面 4 段以下で 90%以上の利用率を確保できた。
- ・ 図 5.5-1 に示すように、法面が 4 段である場合、RTK-GPS 高速初期化技術の利用率が従来技術に比べて約 30%向上した。
- ・ 同様に、慣性航法複合技術の利用率が従来技術に比べて約 40%向上した。
- ・ 図 5.5-2 に示すように、法面が 4 段である場合、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の位置誤差は数 cm 程度であり、10cm 以下となった。
- ・ 図 5.5-3 に示すように、法面が 4 段である場合、RTK-GPS 高速初期化技術の平均初期化時間は従来技術に比べて 3 分の 1 以下に短縮された。

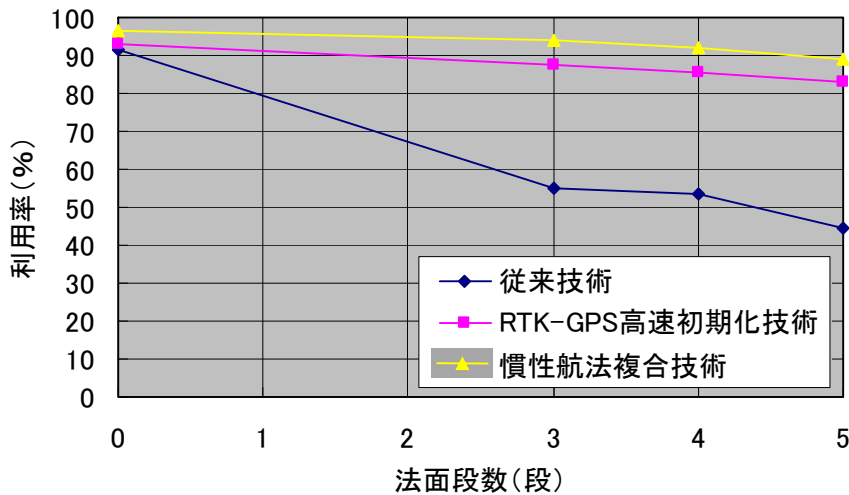


図 5.5-1 法面段数と利用率の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

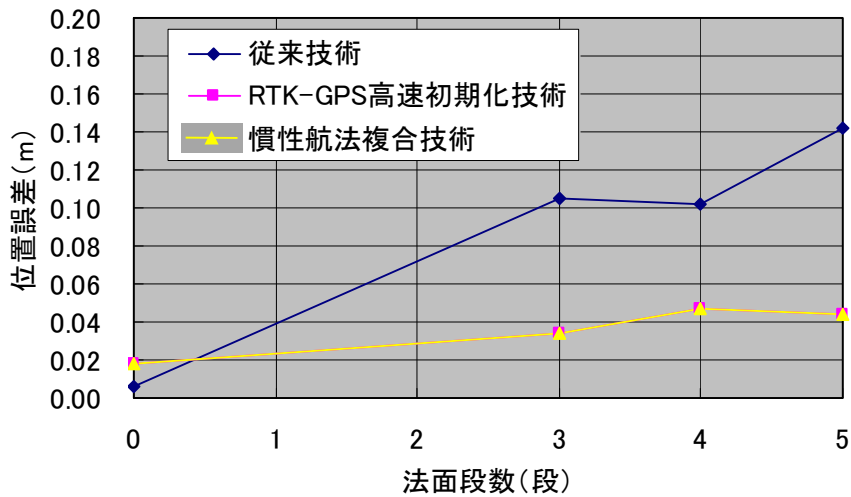


図 5.5-2 法面段数と位置誤差の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

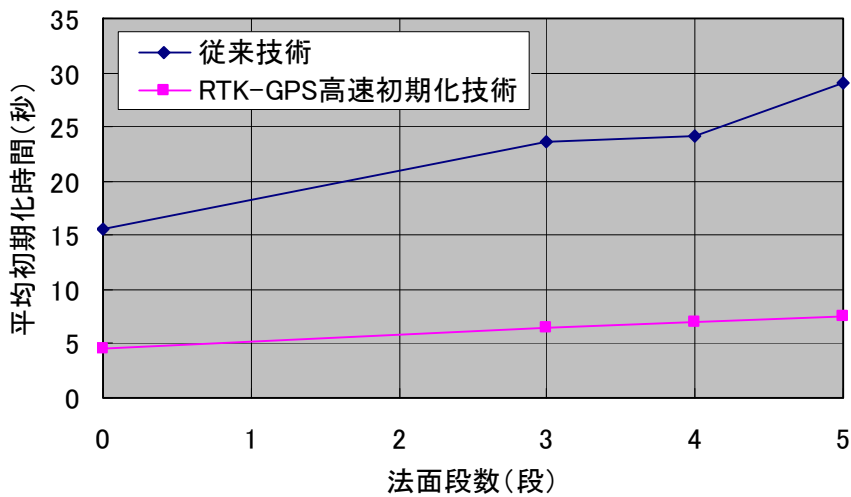


図 5.5-3 法面段数と平均初期化時間の関係（準天頂衛星なし、浦幌、転圧ローラ）

(2) 準天頂衛星の効果

準天頂衛星があり、浦幌で転圧ローラを走行させたシミュレーション実験を行った。

図 5.5-4 に示す解析結果を得て、以下の結論を得た。

- ・ 図 5.5-4 に示すように、準天頂衛星がある場合、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術を用いることにより、法面 5 段以上で 90%以上の利用率を確保できた。
- ・ 図 5.5-1 及び図 5.5-4 に示すように、法面が 4 段である場合、準天頂衛星が 1 基増えることにより、従来技術の利用率が約 20%向上した。
- ・ 図 5.5-4 に示すように、法面が 4 段である場合、準天頂衛星がある状態でも、

RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の利用率が従来技術に比べて約 20～25%向上した。

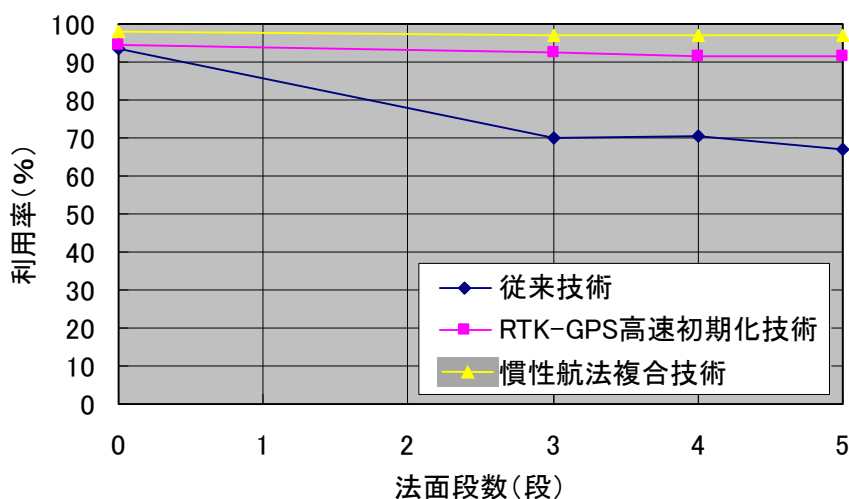


図 5.5-4 法面段数と利用率の関係（準天頂衛星あり、浦幌、転圧ローラ）

(3) 実験場所による評価

第 2 東名（静岡）で転圧ローラを走行させたシミュレーション実験を行った。表 5.5-1 及び表 5.5-2 に示す解析結果を得て、以下の結論を得た。

- ・ 表 5.5-1 及び表 5.5-2 に示すように、浦幌及び第 2 東名ともに、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の利用率が従来技術に比べて約 25～35%向上した。

表 5.5-1 各実験場所における利用率（準天頂衛星なし、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		利用率 (%)		
		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
実験場所	浦幌（北海道）	53.3	85.6	92.2
	第 2 東名（静岡）	59.8	82.5	84.7

表 5.5-2 各実験場所における利用率（準天頂衛星あり、転圧ローラ、法面 4 段）

評価項目		利用率 (%)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
実験場所	浦幌（北海道）	70.5	91.6	97.1
	第 2 東名（静岡）	72.3	91.7	97.1

(4) 建機の種別と動きによる評価

浦幌（北海道）で油圧ショベルを走行させたシミュレーション実験を行った。表 5.5-3 及び表 5.5-4 に示す解析結果を得て、以下の結論を得た。

- ・ 表 5.5-3 及び表 5.5-4 に示すように、建機種別が油圧ショベルであったとしても、RTK-GPS 高速初期化技術及び慣性航法複合技術の利用率が従来技術に比べて約 30～35%向上した。
- ・ 油圧ショベルは法面近くで動作するため、表 5.5-3 及び表 5.5-4 に示すように、油圧ショベルの利用率が転圧ローラに比べて 3～10%低下した。

表 5.5-3 建機種別における利用率（準天頂衛星なし、浦幌、法面 4 段）

評価項目		利用率 (%)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
建機種別	転圧ローラ	53.3	85.6	92.2
	油圧ショベル	43.9	79.7	86.9

表 5.5-4 建機種別における利用率（準天頂衛星あり、浦幌、法面 4 段）

評価項目		利用率 (%)		
評価対象		従来技術	RTK-GPS 高速初期化技術	慣性航法複合技術
建機種別	転圧ローラ	70.5	91.6	97.1
	油圧ショベル	66.9	87.7	94.5

6. 屋外実験計画及び評価方法の検討

6.1 シミュレーション実験結果からの屋外実験方法の検討

6.1.1 屋外実験の概要

H18 年度に開発されたシミュレーション実験用の高精度測位ソフトウェアを作業用車両用にソフトウェアの改良を行い、実運用を想定した屋外実験の計画を立てる。屋外実験では建設機械を使用して実際の作業中の動作を模擬し、作業中の測位技術の性能を評価する。以下に実験方法・実験日程・場所等、基本的な実験計画について述べる。

6.1.2 屋外実験の目的

従来の RTK-GPS を用いたシステムでは、上空視界が良い場所では高い稼働率での使用が可能となり、建設現場等で工期短縮の恩恵が得られる。しかし、山間部や建設機械等で上空視界が悪くなると、衛星からの電波受信に制約を受けて利用可能なエリアが限定される。衛星数が揃う時間帯しか作業ができなくなる。上空視界の障害物で作業が中断される。このような現状に対して、準天頂衛星や RTK-GPS 高速初期化・慣性航法複合技術・劣化信号除去技術を適用し、利用シーンの拡大を図る。

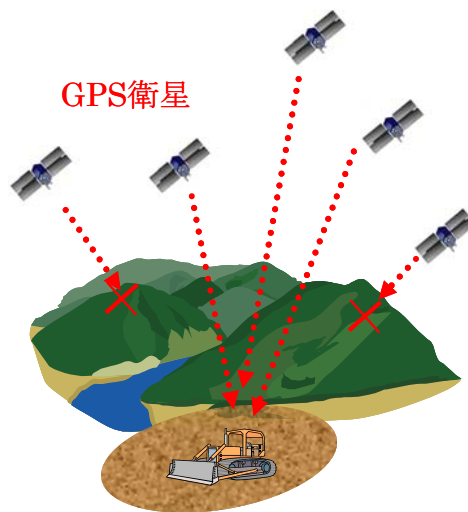


図 6.1.2-1 測位環境のイメージ図

6.2 評価項目、評価手法の検討

屋外実験の評価項目と評価方法について説明する。

6.2.1 評価対象

屋外実験の評価を行う対象は表 6.2.1-1 における本研究の開発ソフトと既存製品、市販ソフトを対象ソフトとする。(図 6.2.1-1 を参照)

表 6.2.1-1 評価対象について

評価対象	内容
開発ソフト	本年度開発した RTK-GPS ソフトウェアの演算結果
既存製品	NovAtel 社の 2 周波 GPS 受信機に組み込まれたソフトウェアの結果
市販ソフト	Waypoint 社の GrafNav Ver.7 で演算した結果

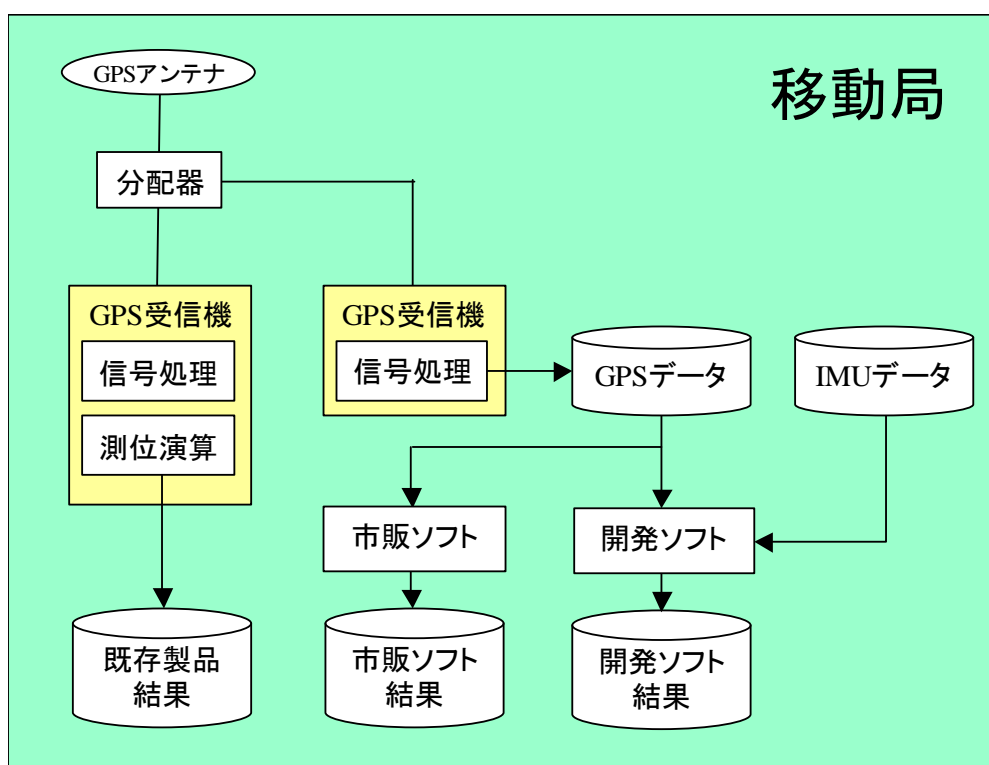


図 6.2.1-1 評価対象構成図

既存製品は、NovAtel 社の GPS 受信機 OEM4 に組み込まれたソフトウェアで演算した結果である。精度のスペックに関して、位置精度は $20[\text{mm}] + 0.5\text{ppm}$ であり、初期化時間は $15[\text{sec}]$ (基線長 $100[\text{m}]$) である。2 周波 GPS 受信機は、どのメーカーも同様な精度であり、今回の屋外実験では NovAtel 社の GPS 受信機で比較を行った。

6.2.2 評価場所

浦幌（北海道）で評価を行う際、実験場所において遮蔽による GPS 電波の影響が変化するように作業領域の範囲を分けて評価を行う。

屋外実験場所における電波遮蔽を考慮した作業範囲の分け方は、図 6.2.2-1 のように 20m × 50m の実験場所における林側、建機側、全面の 3 つの範囲に分けて評価を行う。それぞれの実験場所の詳細を表 6.2.2-1 に示す。

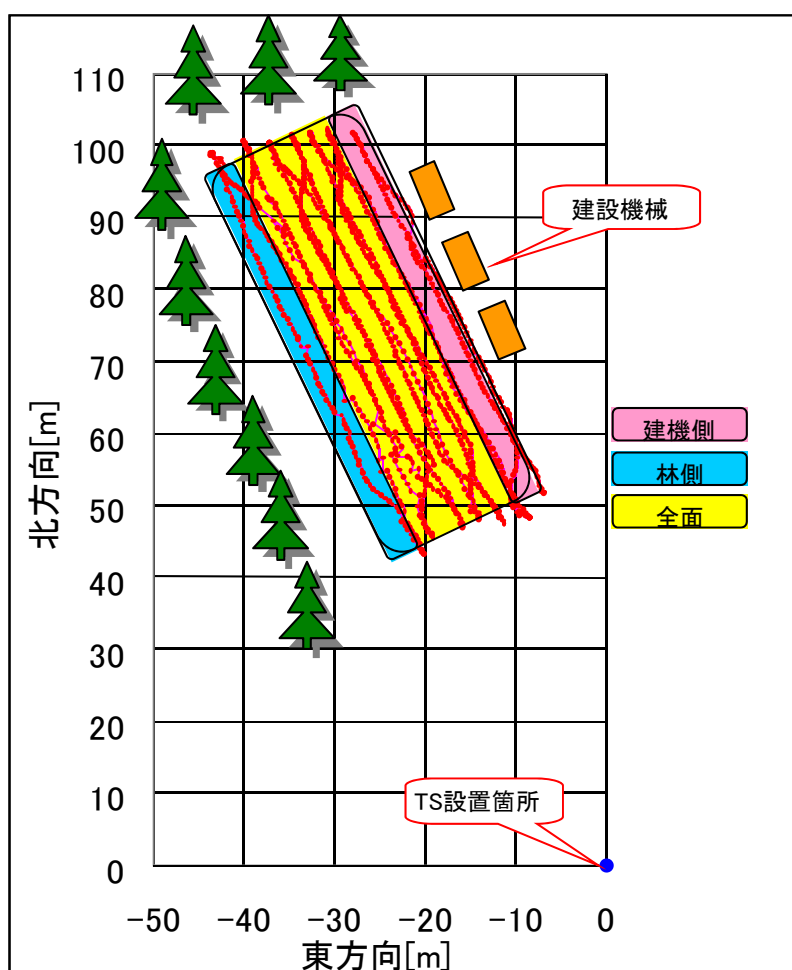


図 6.2.2-1 評価場所の分け方

表 6.2.2-1 評価場所

実験場所	建機の動き
林側	北から南西まで樹木に囲まれた場所で往復動作
建機側	東側にショベルを 3 台設置させた場所での往復動作
全面	20m × 50m の範囲において転圧ローラの動作

それぞれの実験場所における走行方法について説明する。全面範囲での走行方帆は、長さ 50m×幅 20m 程度の作業領域の長辺方向に直線的に前進して転圧後、作業領域外で車幅程度短辺方向に移動する。その後、後進して転圧を行い、再度、作業領域外で車幅程度短辺方向に移動する。この動作を繰り返し、作業領域内をくまなく移動し転圧を行う（図 6.2.2-2）。また、林側と建機側の走行方法は、長辺方向の往復動作を行う。

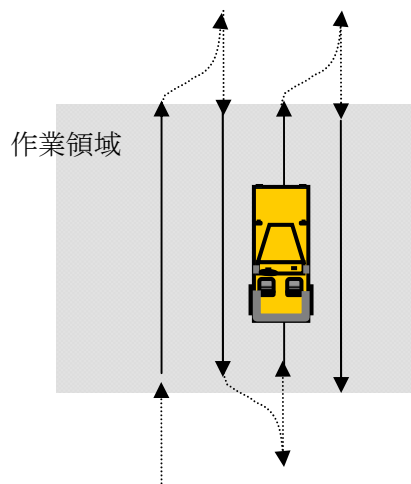


図 6.2.2-2 転圧ローラの動作

6.2.3 評価時間

評価を行う時間は、屋外実験における GPS 衛星の配置と機械の動作速度を考慮して 1 回の実験に対して約 20 分間とし、それぞれの評価場所で実験を行う。ただし、評価データの周期は 1 秒とする。

実験を 10 回以上行い、すべての実験における結果を用いて評価を行う。

6.2.4 評価項目

評価を行う項目は昨年度シミュレーションで評価を行った初期化時間、位置誤差、アンビギュイティ決定率、利用率とする。表 6.2.4-1 に評価項目の方法を示す。

表 6.2.4-1 評価項目

評価項目	内容
初期化時間	GPS で測位できない状況から測位できるまでの時間の評価 (秒) (図 6.2.4-1)
位置誤差	開発ソフトと既存製品のアンビギュイティが決定している同時刻における位置の差分を評価(m) 水平面誤差と高さ誤差のグラフ化を行う
アンビギュイティ決定率	全時間におけるソフトウェアで計算されたアンビギュイティの決定率 (時間割合) の評価 (%)
利用率	自動追尾 TS (トータルステーション) で測定した建機の位置と GPS データを用いて演算した位置との差異を計算し、その範囲が 20cm 以下である時間の割合の評価 (図 6.2.4-2)

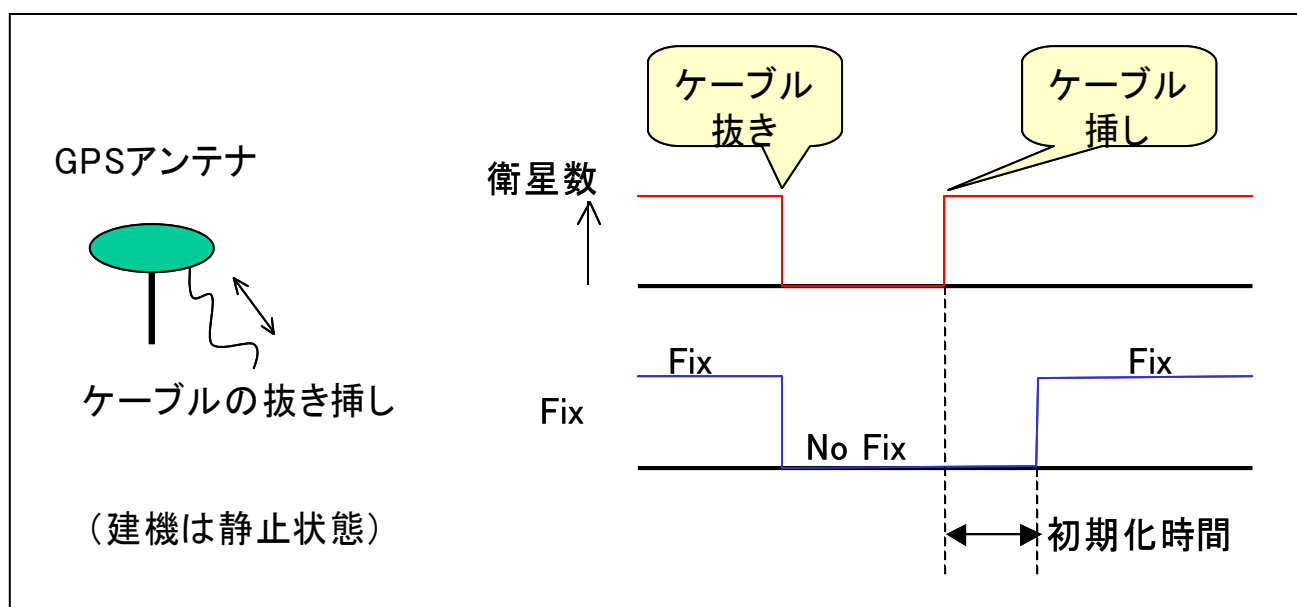


図 6.2.4-1 初期化時間計測方法

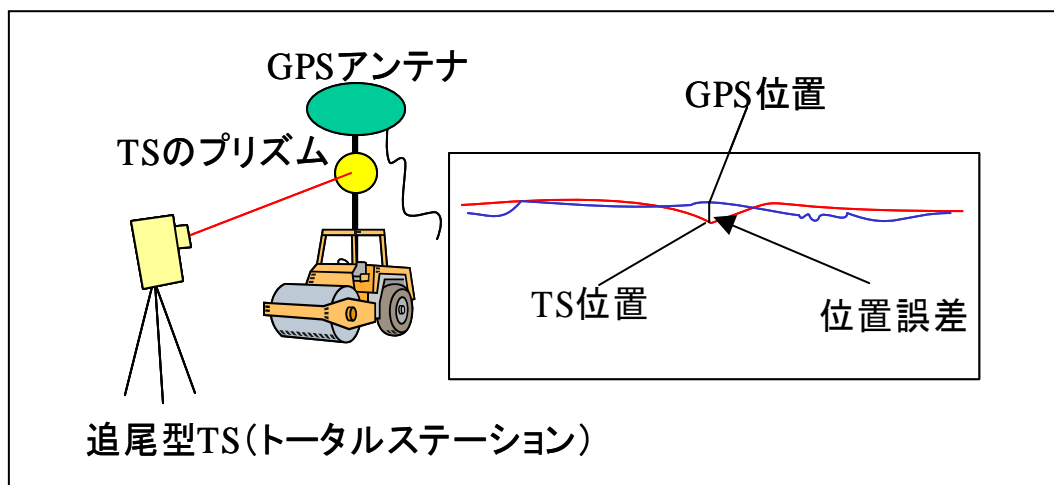


図 6.2.4-2 利用率計測方法

6.2.5 自動追尾型トータルステーション(TS)

屋外実験における位置誤差と利用率の評価を行う際、真の走行軌跡（真値）が必要となる。本研究は、真値として自動追尾型トータルステーションを用いて評価を行う（図 6.2.4-2 参照）。ただし、TS での計測は追尾が外れたり、計測における誤差をもつ欠点がある。そのため、GPS を用いた測位結果の利用率における許容範囲は、TS との誤差 20cm 以内と設定した。次に自動追尾型トータルステーションの基本原理と誤差要因について説明する。

6.3 実験場所の検討

6.3.1 屋外実験場所

(1) 実験場所

実験場所は日立建機(株) 浦幌試験場（北海道十勝郡浦幌町）とする。
浦幌試験場は、実験のための環境整備の自由度や建設機械等の機材調達の点で、実際の工事中の現場に比べて制約が少なく、実験場所として適している。

(2) 作業領域

実証実験で建設機械が走行する領域は高速道路建設現場を想定し、長さ 50m×幅 20m 程度の平面とする。また、GPS 衛星の可視状態を困難な状況下に模擬するために、走行領域の長辺の片側に建設機械を設置する。図 6.3.1-1 に作業領域候補、図 6.3.1-2 に遮蔽状況のイメージを示す。

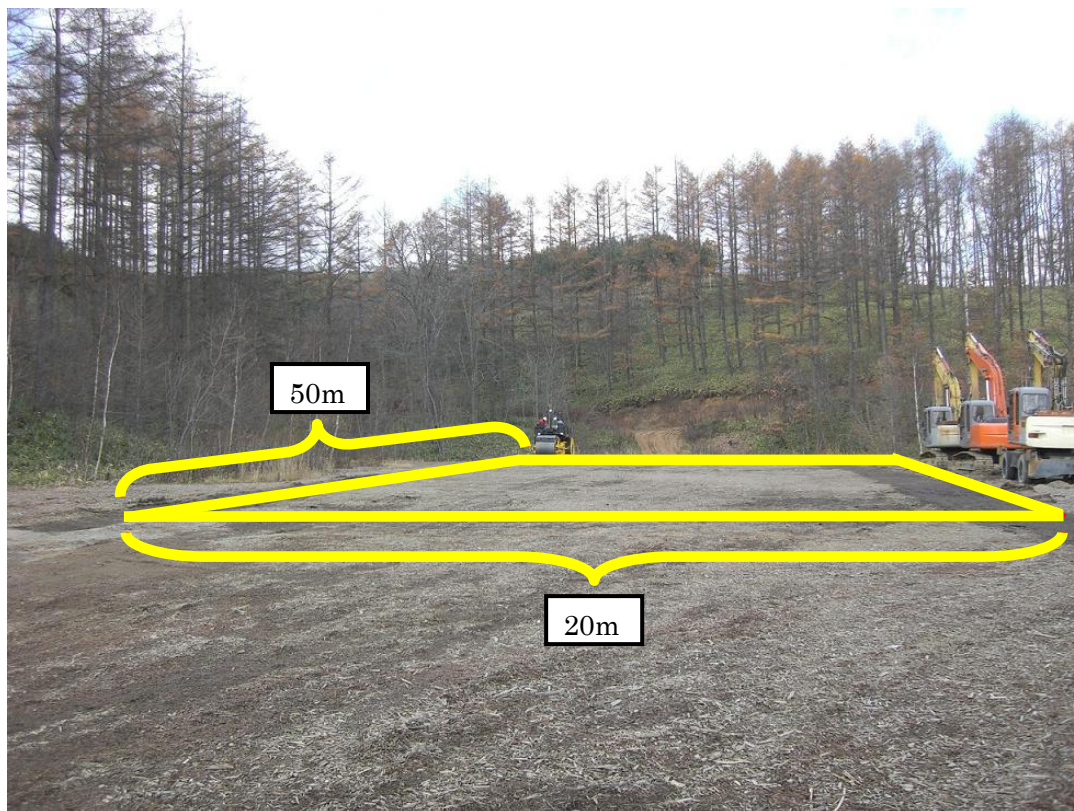


図 6.3.1-1 屋外実験作業領域



図 6.3.1-2 模擬遮蔽状況

(3) 実験場所の調査

屋外実験場所における作業範囲場所の測量を行い、GPS 電波が遮蔽される状況（仰角）の確認を行った。作業範囲の測量結果を図 6.3.1-3、表 6.3.1-1 に示す。

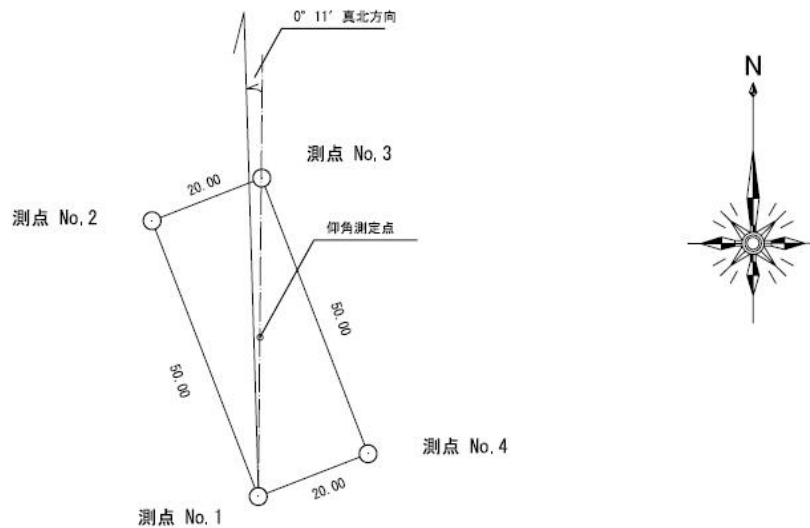


図 6.3.1-3 測量地点

表 6.3.1-1 測量結果

	緯度[deg]	経度[deg]	楕円体高[m]
測点 No.1	42.99516601	143.5949709	221.117
測点 No.2	42.99558446	143.5947451	221.604
測点 No.3	42.99565071	143.5949731	221.194
測点 No.4	42.995232	143.595199	220.699

図 6.3.1-3 における作業領域中心から計測した仰角を図 6.3.1-4 に示す。

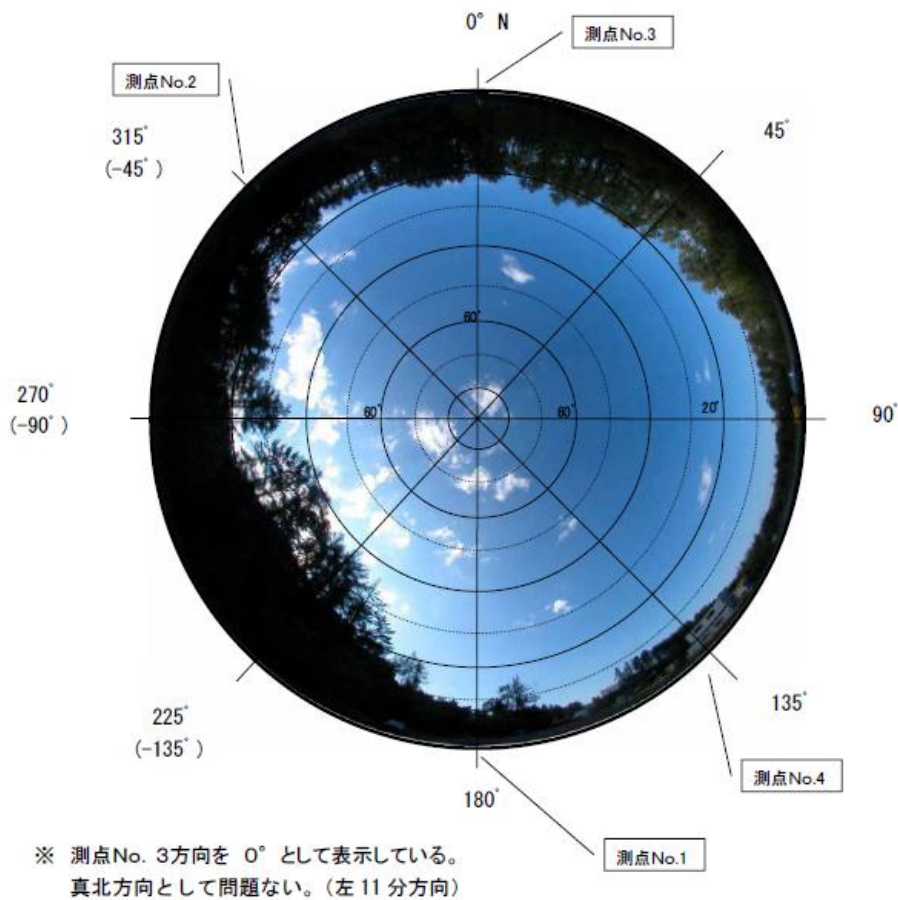


図 6.3.1-4 実験場所の仰角

6.3.2 実験の日程

屋外実験の日程は、リアルタイムソフトウェアの設計・開発期間と実験に用いる機材の調達を考慮し、2007年11月13日(火)～2007年11月16日(金)とした。この日程におけるGPS衛星の配置状況を図6.3.2-1～図6.3.2-2に示す。

【2007年11月13日 8:00~16:00】

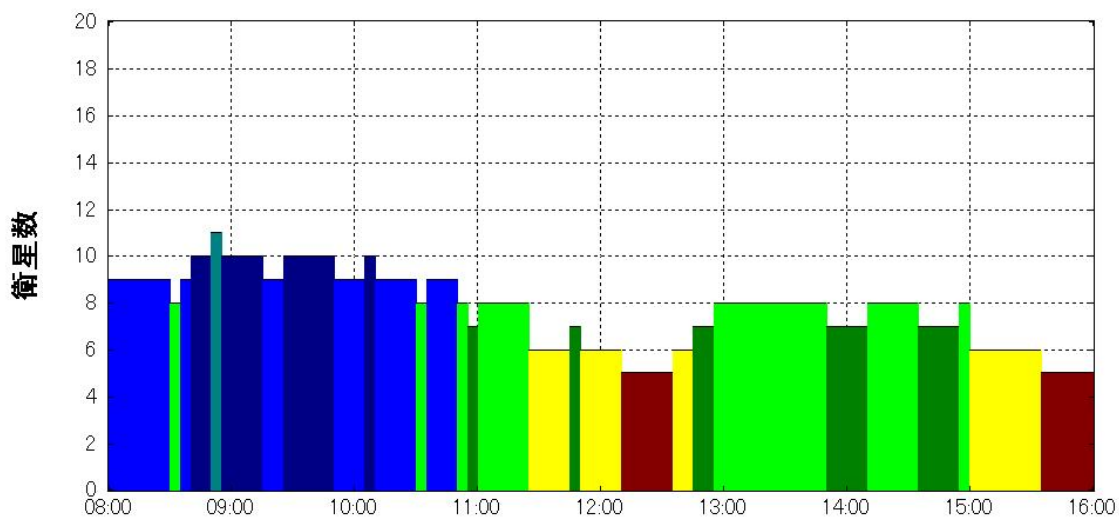


図 6.3.2-1 2007年11月13日のGPS衛星の可視衛星数

スカイプロット

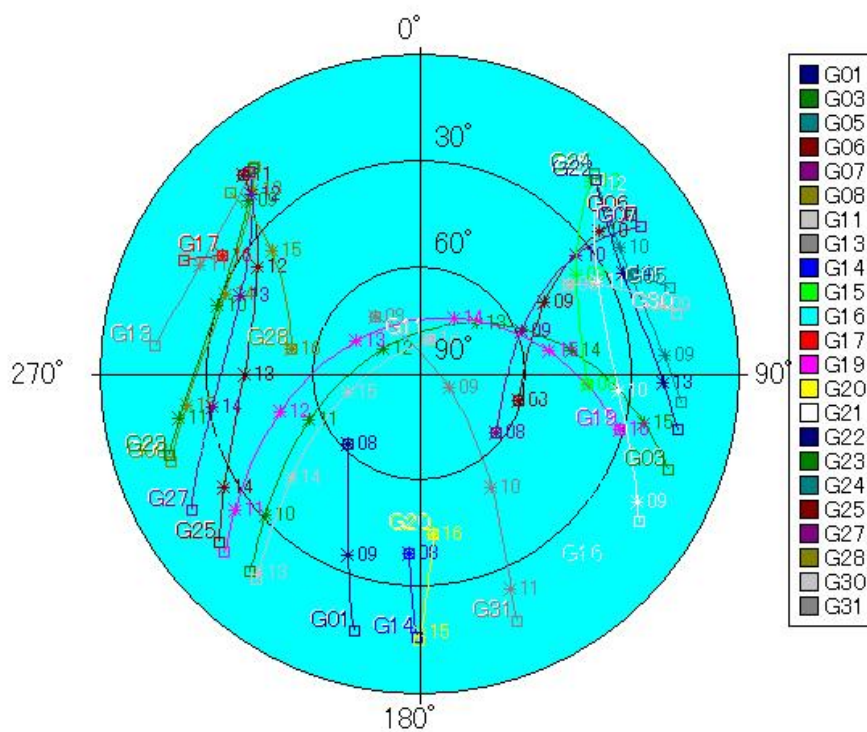


図 6.3.2-2 2007年11月13日のGPS衛星の配置図

6.4 屋外実験用の高精度測位ソフトウェアの設計・製作

6.4.1 ソフトウェアの概要

高精度測位ソフトウェアは IMU センサ、基準局 GPS 受信機、移動局 GPS 受信機からリアルタイムに受信した観測データを使用して高精度測位演算を実行するアプリケーションプログラムである。高精度測位ソフトウェアの構成を図 6.4.1-1 に示す。

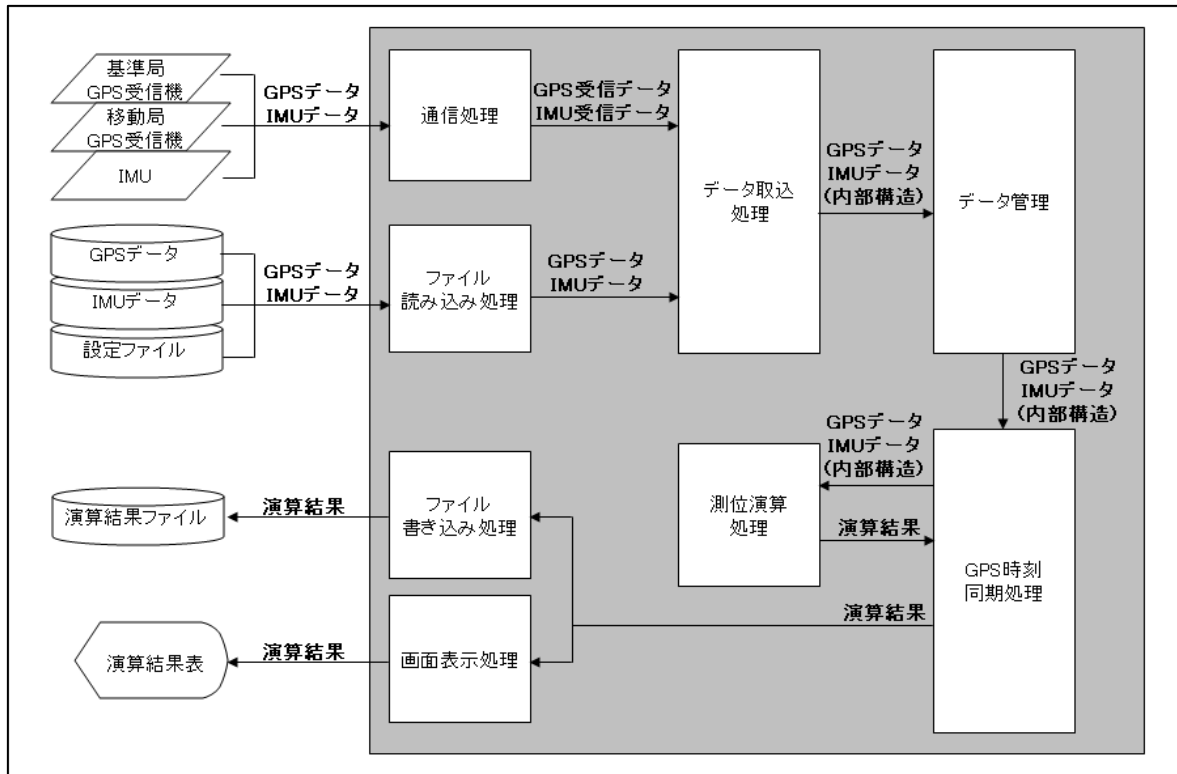


図 6.4.1-1 ソフトウェア機能の構成図

(1)機能概要

a)通信処理

・シリアル通信により送信される IMU センサデータ、基準局 GPS データ、移動局 GPS データをリアルタイムに受信する。

b)ファイル書き込み処理

・測位演算に使用した各受信データ、測位演算結果データをファイルとして出力する。

c)測位演算処理

・RTK-GPS 高速初期化処理、慣性航法複合処理、従来技術を切替えて実行する。
一度に実行できるのは上記の内一つだけである。

d)画面表示処理

・測位演算の起動/停止、測位演算中の状態表示、測位結果の再生表示を行う。

e)ファイル読み込み処理

・図 6.4.1-1 に示すように本ソフトウェアは観測データをファイルから入力することができ

る。

f)データ取込処理

- ・受信データを解析し、内部処理可能なデータ構造に変換する。

g) データ管理

- ・すべての受信データにおける GPS 時刻のチェックを行い、一致している場合は測位演算機能を起動する。また、測位演算機能から演算結果データを受け取り、画面表示機能、ファイル書き込み機能に受け渡す。

h) プロジェクトファイル

- ・測位演算を実行する管理単位として“プロジェクト”という機能を使用する。測位演算はプロジェクト単位で実行され、演算結果データ、パラメータファイル等は、そのプロジェクトフォルダ内でデータファイルが管理される。

i) 測位の選択

- ・RTK-GPS と慣性航法複合演算、従来技術の測位方法の選択ができる。

j) 後処理機能

- ・リアルタイム測位演算を実行しデータ出力機能により出力された各受信データとパラメータファイルを読み込み、後処理にて測位演算を実行する。

(2)動作及び開発環境

本ソフトウェアは Windows のアプリケーションとして構築した。以下にその動作環境及び開発環境を示す。

a)OS : WindowsXP

b)HDD : 20Gbyte 以上の空き メモリ : 512Mbyte 以上

c)ディスプレイ : XGA 以上

d)開発環境 : VisualStudio2005 (C++)

6.4.2 外部インターフェース

(1)データ受信

リアルタイム測位演算実行時、以下のデータを受信する。

表 6.4.2-1 受信データ

No.	項目	送信元	内容
1	IMU センサデータ	IMU センサ	IMU センサで計測された移動局の角速度、加速度等が格納されたデータ
2	基準局 GPS データ	基準局 GPS 受信機	各衛星の状態を表す数値が格納された基準局受信機が受信したデータ
3	エフェメリスデータ	移動局 GPS 受信機	個々の衛星の位置を求めるためのパラメータが格納されたデータ
4	アルマナックデータ	移動局 GPS 受信機	全衛星に関する位置パラメータが格納されたデータ
5	移動局 GPS データ	移動局 GPS 受信機	各衛星の状態を表す数値が格納された移動局受信機が受信したデータ

(2) 測位技術：RTK-GPS におけるリアルモード実行画面

図 6.4.2-2 に測位技術：RTK-GPS におけるリアルモード実行画面を示す。

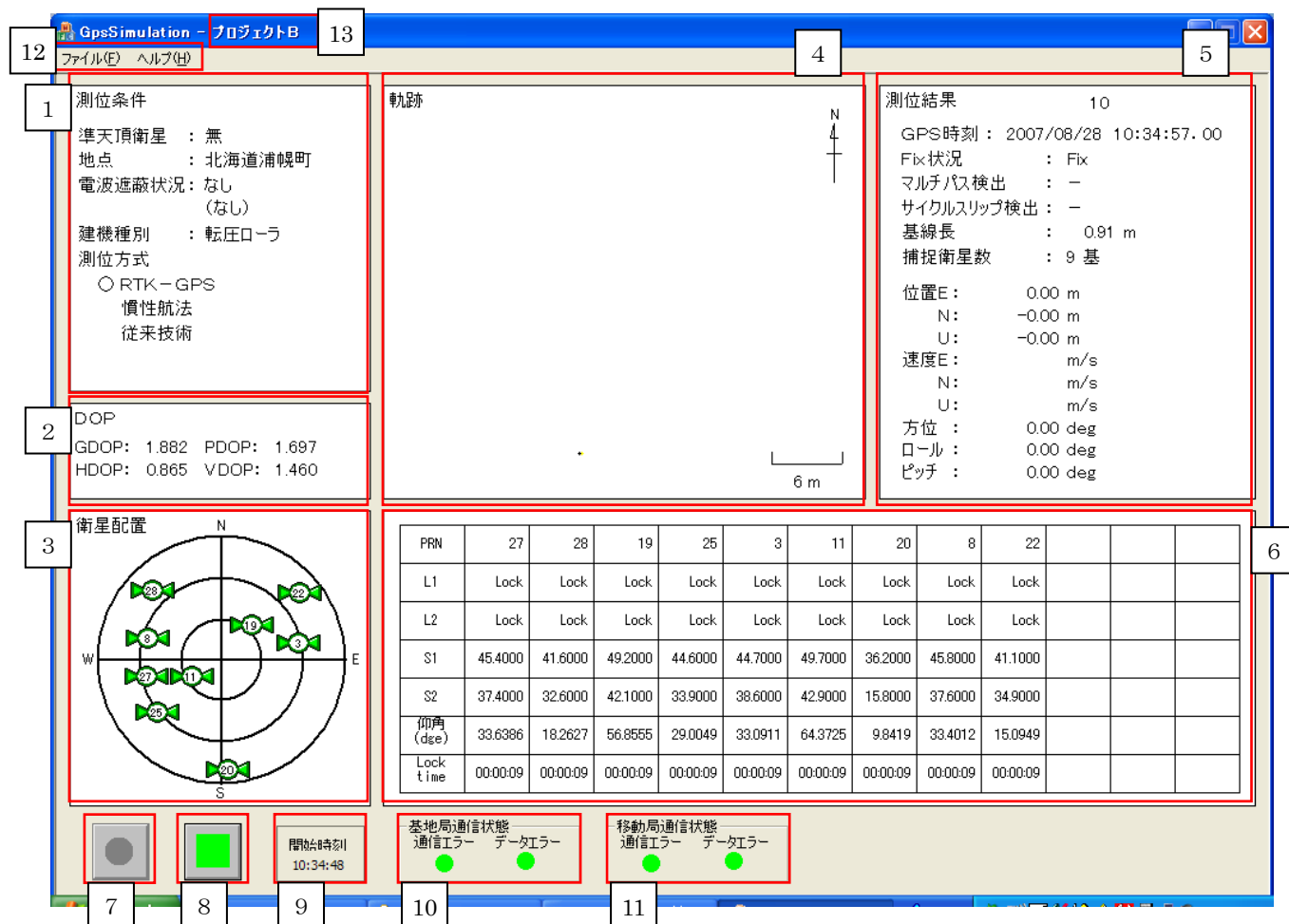


図 6.4.2-2 測位技術：RTK-GPS におけるリアルモード実行画面

6.5 屋外実験環境の構築

6.5.1 建設機械への搭載環境の設定

(1) 実験システム

建設機械へ搭載する屋外実験用のシステム構成を説明する。そこで、高精度測位技術と既存製品の比較を行うためのシステムを図 6.5.1-1 のように構築する。

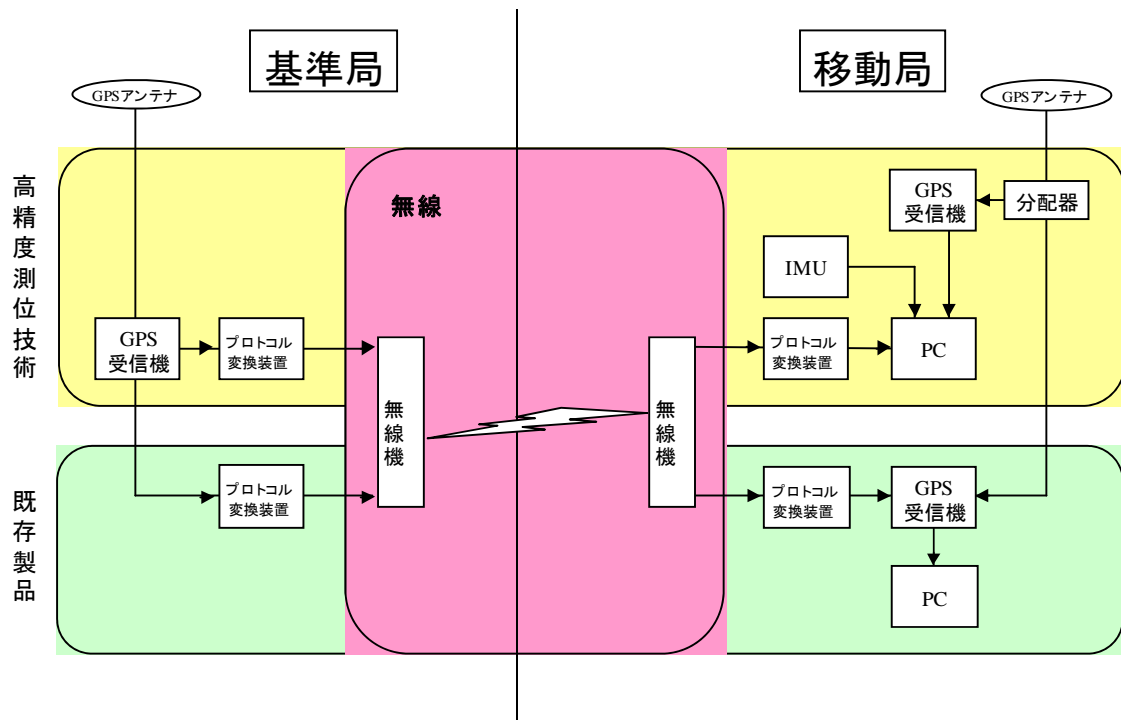


図 6.5.1-1 システム構成図

高精度測位技術と既存製品の測位条件を同じにするため、GPS アンテナと GPS 受信機は同じ型式のものを用いる。既存製品は、基準局からの補正情報を移動局の受信機で読み込み、受信機内で計算された測位結果を PC で記録する。高精度測位技術は基準局からの GPS データと移動局の GPS データ、IMU データを測位用の PC で受け取り、測位演算を行う。

(2)機器構成

図 6.5.1-1 のシステム構成図に用いる機器の説明を表 6.5.1-1 に示す。

表 6.5.1-1 機器の説明

	説明
GPS アンテナ	GPS 電波を受信するアンテナ
GPS 受信機	GPS の電波を信号処理および測位演算を行う
分配器	GPS アンテナからの信号を分配させる
プロトコル変換機	シリアル通信とイーサネットの変換を行う機器
IMU	慣性装置（加速度センサ、ジャイロ（FOG））
無線機	基準局からの補正情報を送信する無線端末
PC	測位演算およびデータ取得用の PC

屋外実験システムで使用する GPS 受信機と IMU の仕様を以下に示す。



図 6.5.1-2 GPS 受信機の外観図

表 6.5.1-2 GPS 受信機の仕様

	GPS 受信機
メーカー	NovAtel
型式	OEM4
性能	2 周波 GPS 受信機
RTK メッセージ	RTCM18



図 6.5.1-3 IMU の外観図

表 6.5.1-3 IMU の仕様

		IMU
電源		DC12V
作動温度		-20 ~ 50°C
振動		5 ~ 14Hz
角速度	検出範囲	±200° /s
	バイアス	20° /hrms
	スケールファクタ	±0.2%
加速度	検出範囲	±29.4m/s ²
	バイアス	0.098 m/s ² rms
	スケールファクタ	±0.2%

(3)無線装置

屋外実験に使用する無線装置の検討を行う。

表 6.5.1-4 伝送方法

伝送方法	伝送距離	伝送速度	利便性	コスト
無線 LAN	△	◎	◎	◎
公衆回線	◎	○	○	△
特定小電力無線	△	○	○	◎

表 6.5.1-4 より、無線機器に公衆回線を用いると、伝送距離は広範囲であるが建設現場等の電波環境によっては、利用できない場合がある。また、長時間使用する IT 施工において、公衆回線を長時間使用すると通信費用が発生するためコスト面で不向きである。また、通信の遅れが生じるため、本実験においてはリアルタイム測位の影響を考慮すると公衆回線は適さない。特定小電力無線は1対1に通信を行うため図 6.5.1-4 のような構成ができない。また、既存製品と開発ソフトを比較する際、通信速度が無線 LAN に比べて遅いため、どちらか一方にデータ欠落が生じる恐れがある。したがって、IP 通信を用いて既存製品と開発ソフトの通信環境を同じにし、評価を行うことが可能な無線 LAN を使用する。無線 LAN を用いた実験システムの構成を図 6.5.1-4 に示す。IP アドレスとシリアル通信の設定は実際に屋外実験時に使用した設定値である。

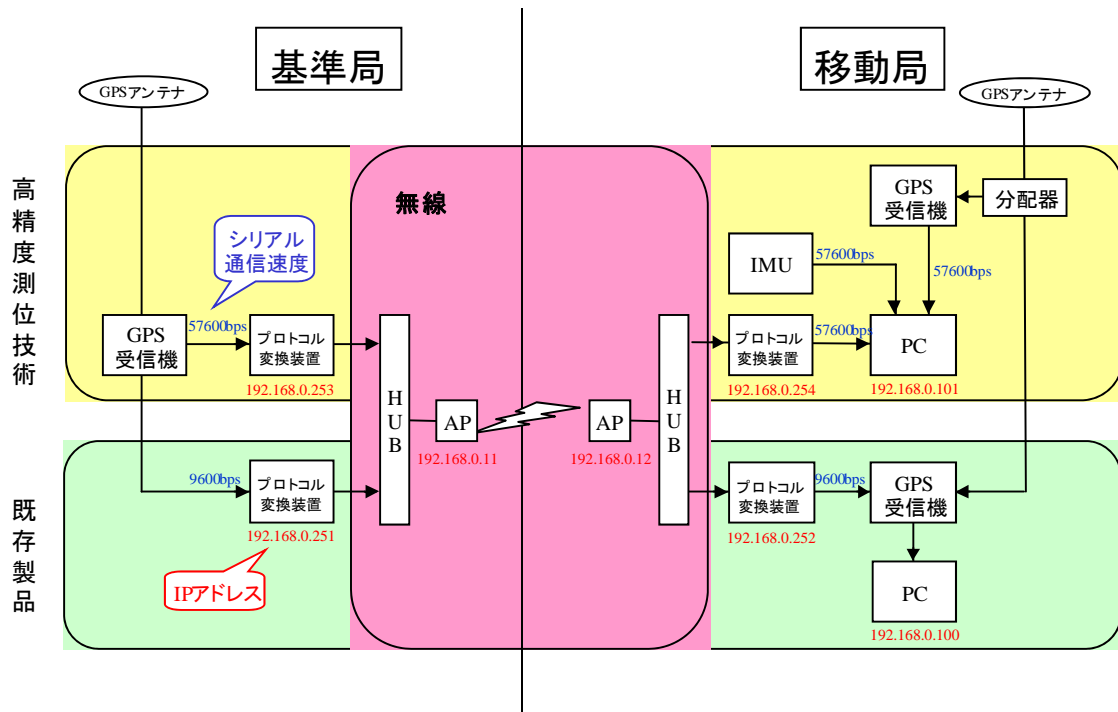


図 6.5.1-4 屋外実験に用いたシステム構成図

(4)設置治具の製作

屋外実験で使用する建機（CS125）に実験機材を設置する際、建設機械によって GPS 電波が遮断されないように GPS のアンテナを建設機械の一番高い地点に設置することを考える。そこで、GPS と IMU の位置関係を表す物理オフセット量の計算を行う際、計算に用いるパラメータ誤差の影響を小さくするために GPS アンテナと IMU の位置関係を短くなるよう治具の製作を行った。図 6.5.1-5 に GPS アンテナと IMU の位置関係図を示す。

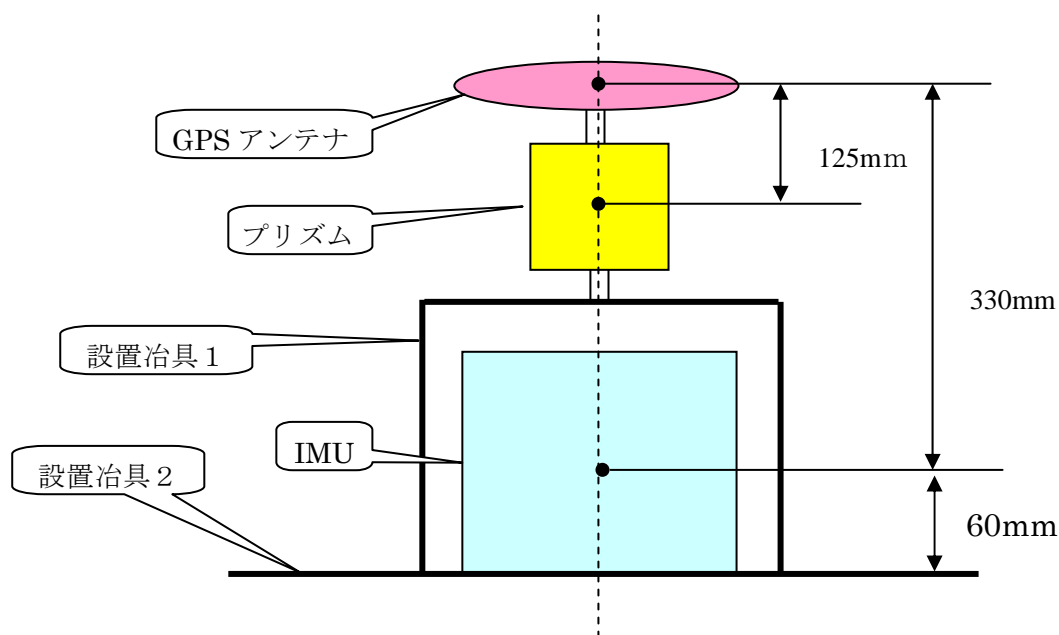


図 6.5.1-5 GPS アンテナと IMU の位置関係図

(5)GPS と IMU のオフセットの検討

平成 18 年度に、物理オフセットを考慮した IMU の位置は下記の式での算出した。

$$\begin{bmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} T_B^L \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix}$$

計測したい場所の座標 (X_I, Y_I, Z_I) を GPS の座標 (X_G, Y_G, Z_G) とオフセットパラメータ

(B_x, B_y, B_z) 、INS の姿勢・方位から算出した座標変換行列 (T_B^L) を用いて表現できる。そこ

で、今回の実験においてオフセットパラメータは図 6.5.1-5 より $[0,0,0.33]$ であるため、GPS の座標から IMU の座標を算出することが可能となる。

6.5.2 建設機械への事前設定

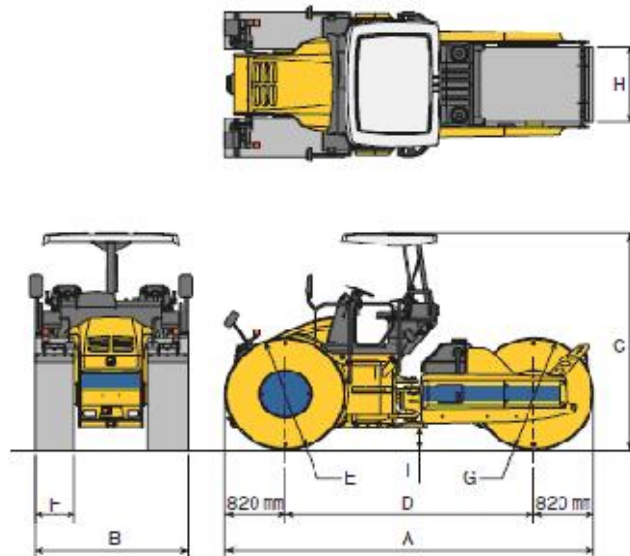
(1)建設機械

屋外実験で使用する建設機械は転圧ローラとする。転圧ローラは、造成・道路工事の際の締固めに使用される建設機械であり、空港工事等の大規模土木工事において、情報化施工を利用した締固め管理システムが利用されている。今回、屋外実験で使用した転圧ローラは日立建機株式会社製の転圧ローラ（型式：CS125）とする。



	CS125
質量	10,040 [kg]
全長	5,040 [mm]
走行速度	0~16.0 [km/h]

図 6.5.2-1 屋外実験で使用した転圧ローラ（日立建機株式会社 型式 CS125）



■寸法		単位：mm	
	標準仕様	14t仕様	
A 全長	5,040		
B 全幅	2,100		
C 全高(輸送時)	3,150(2,610)		
D 軸距	3,400		
E 前輪径	1,640		
F 前輪幅	550		
G 後輪径	1,640		
H 後輪幅	1,100		
I 最低地上高	340	245	

図 6.5.2-2 屋外実験で使用した転圧ローラの寸法

(2)事前検証

屋外実験に用いる転圧ローラに製作した治具を設置させる場所は、GPS アンテナが遮蔽されない場所を考慮して図 6.5.2-3 のように高さ 3150[mm]の屋根の上部に設置することが可能であった。また、その他機器の設置スペースが十分に確保できた。

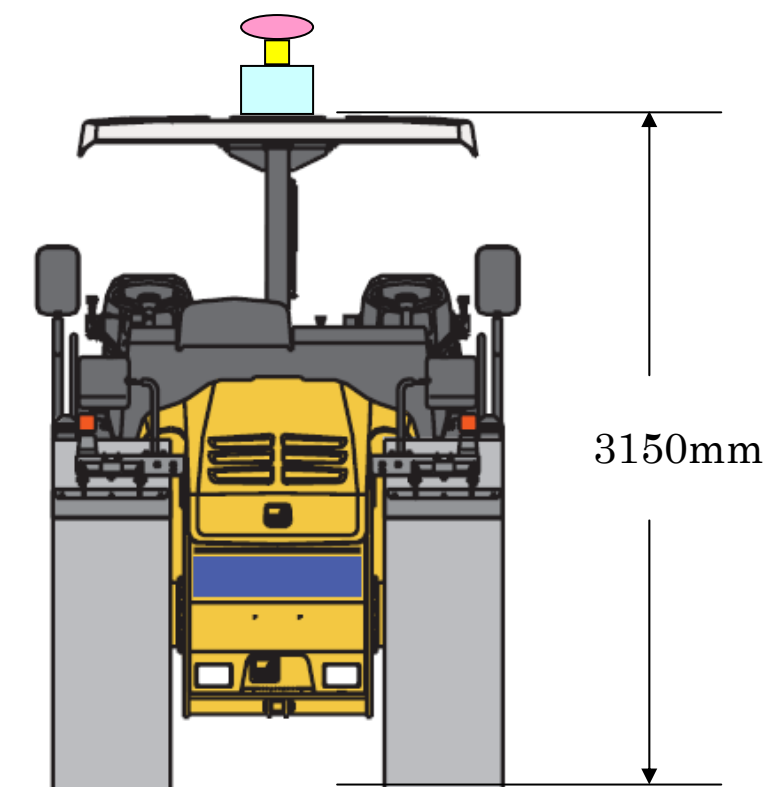


図 6.5.2-3 転圧ローラの GPS アンテナ設置場所

屋外実験で使用する建設機械（CS125）に製作した治具を設置し、屋外実験のシステムの動作確認を行った。図 6.5.2-4 に機材の設置状況を示す。



図 6.5.2-4 実験機材の設置

6.6 屋外実験の実施及び実験結果の評価分析

6.6.1 屋外実験の準備

(1)屋外実験の詳細

屋外実験におけるシステム構成図を図 6.6.1-1 に示す。

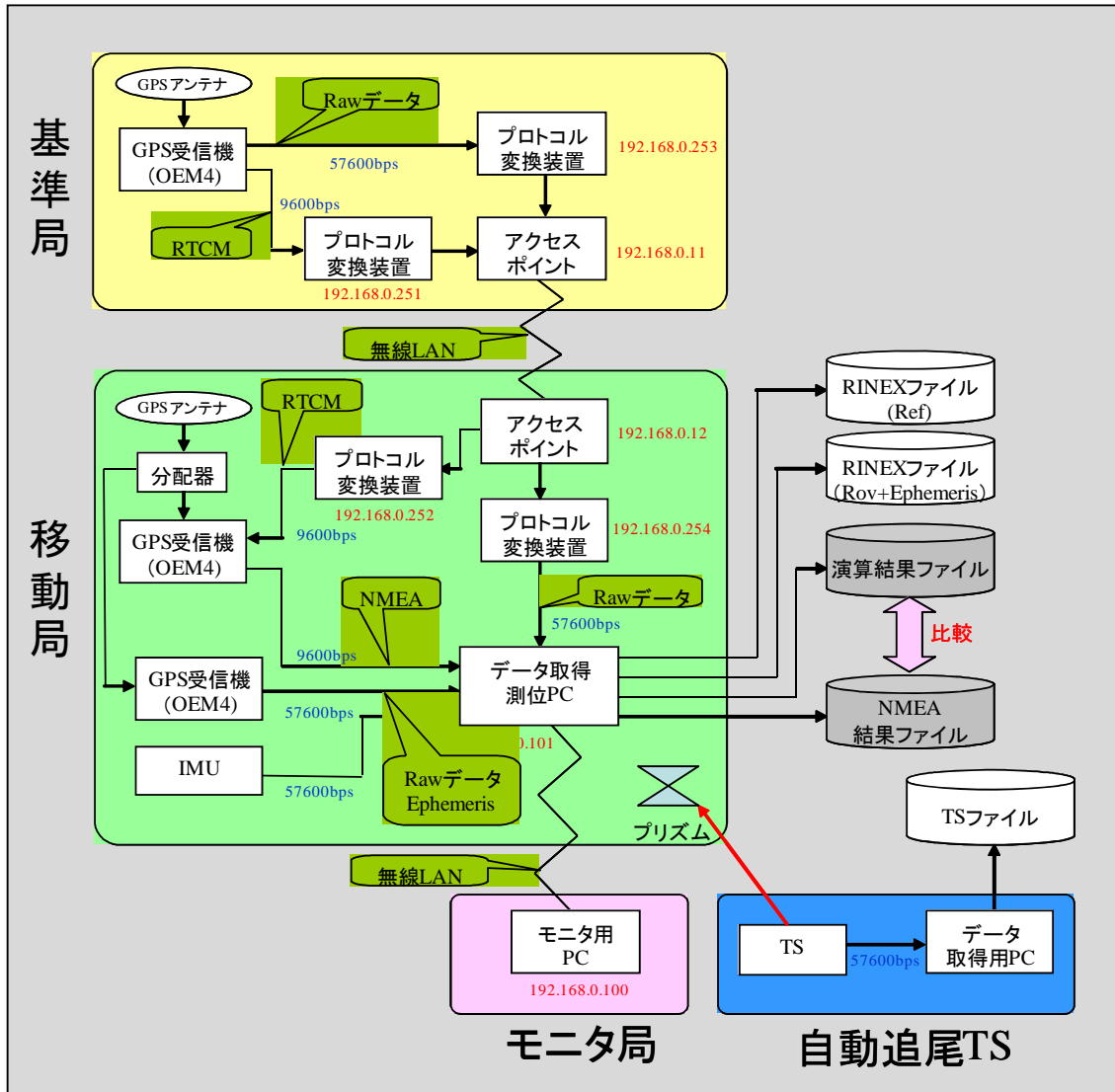


図 6.6.1-1 屋外実験システム

実験場所の全体図は図 6.6.1-2 のような配置である。移動局と基準局は約 150m の距離に設置し、自動追尾トータルステーションは移動体に設置したプリズムが近いと追尾ができないため、50m 離れた場所に設置した。また、移動局の作業範囲と基準局座標、トータル

ステーション設置場所の測量を行った。その測量結果を表 6.6.1-1 に示す。

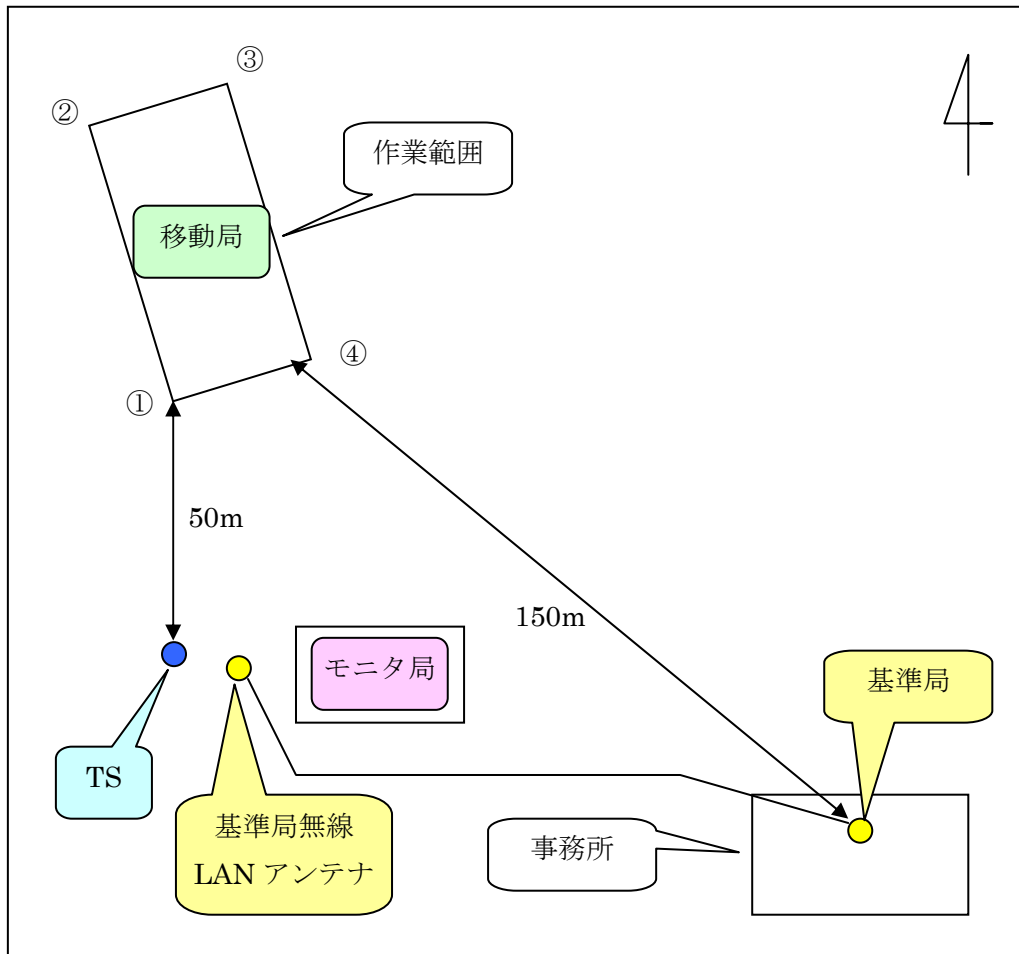


図 6.6.1-2 屋外実験の全体図

表 6.6.1-1 座標一覧

座標地点	緯度[deg]	経度[deg]	楕円体高[m]
基準局	42.9938719	143.596341	236.783
作業範囲①	42.99516601	143.5949709	221.117
作業範囲②	42.99558446	143.5947451	221.604
作業範囲③	42.99565071	143.5949731	221.194
作業範囲④	42.995232	143.595199	220.699
トータルステーション	42.99472942	143.5952896	220.438

- ・ 基準局

基準局は浦幌試験場の事務所の屋上に設置した。(基線長約 150[m])

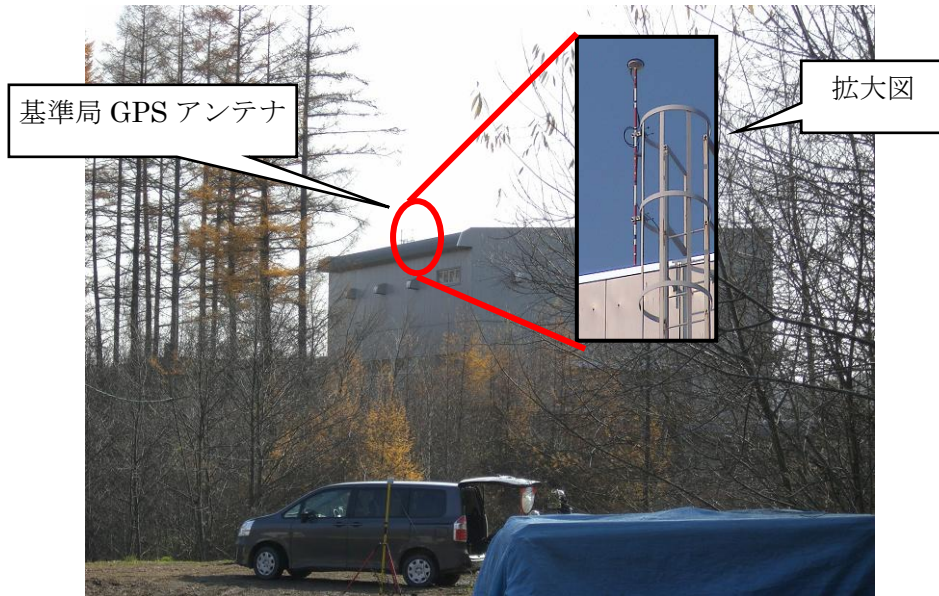


図 6.6.1-3 基準局の設置場所

- ・ 通信設備

無線アクセスポイントのアンテナの設置状況を図 6.6.1-4、図 6.6.1-5 に示す。



図 6.6.1-4 基準局データ送信用の無線アンテナ



図 6.6.1-5 移動局におけるアクセスポイントの無線アンテナ

- ・ 遮蔽

移動局の模擬遮蔽状況を図 6.6.1-6 に示す。

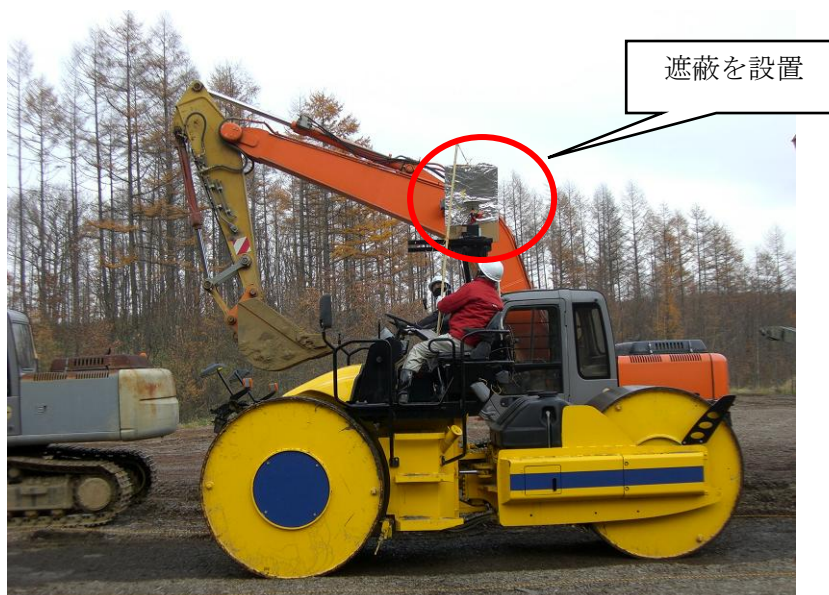


図 6.6.1-6 移動局の遮蔽状況

- ・ トータルステーション

自動追尾トータルステーションは約 50m~100m の測距範囲で測定を行う。トータルステーションの設置状況を図 6.6.1-7 に示す。

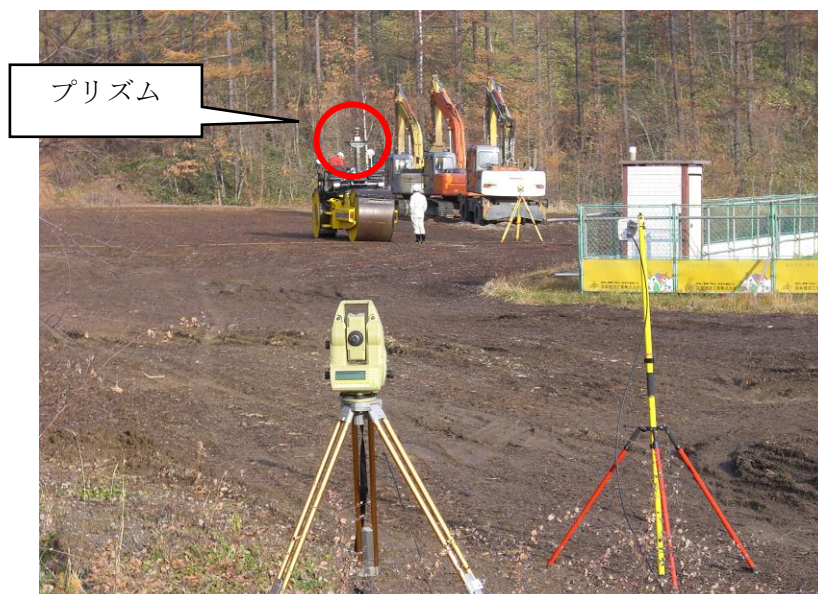


図 6.6.1-7 トータルステーションの設置場所

(2)実験に用いる機材

屋外実験に用いた機材を表 6.6.1-2 に示す。

表 6.6.1-2 屋外実験に用いた機材

No.	準備物	メーカー・型式	備考
1	GPS 受信機 1	NovAtel (OEM4)	基準局用
2	GPS 受信機 2	NovAtel (OEM4)	移動局開発ソフト用
3	GPS 受信機 3	NovAtel (OEM4)	移動局既存製品用
4	GPS アンテナ 1	NovAtel (600 アンテナ)	基準局用
5	GPS アンテナ 2	NovAtel (702 アンテナ)	移動局用
6	分配器	GPS Source(S14)	基準局用
7	分配器	GPS Source(S14)	移動局用
8	PC 1	Panasonic(TOUGHBOOK)	移動局測位用
9	PC 2	Panasonic(TOUGHBOOK)	TS 用
10	PC 3	Panasonic(TOUGHBOOK)	モニタ局用
11	メディアコンバータ 1	シスメックス RA(TA-302X)	基準局開発ソフト用
12	メディアコンバータ 2	シスメックス RA(TA-302X)	基準局既存製品用
13	メディアコンバータ 3	シスメックス RA(TA-302X)	移動局開発ソフト用
14	メディアコンバータ 4	シスメックス RA(TA-302X)	移動局既存製品用
15	アクセスポイント 1	BUFFALO(WLAH-AM54G54)	基準局用
16	アクセスポイント 2	BUFFALO(WLAH-AM54G54)	移動局用

No.	準備物	メーカー・型式	備考
17	無線 LAN アンテナ 1	BUFFALO(WLE-HG-DA)	基準局用
18	無線 LAN アンテナ 2	BUFFALO(WLE-HG-NDC)	移動局用
19	トータルステーション	Leica(TCA1800)	
20	IMU	TA7554	慣性航法装置
21	転圧ローラ	日立建機(CS125)	

6.6.2 屋外実験の実施

(1)屋外実験の実実施計画

屋外実験の時間帯は、当日の衛星配置を考慮し、約 20 分間のデータを数回に分けて実施した。実験を行なうにあたり、実験エリアと衛星数による区分けを以下のように設定した。

・実験エリア

- (1) 林側 林側において 50m の距離を往復走行する
- (2) 建機側 建機側において 50m の距離を往復走行する
- (3) 全面 20m×50m の作業範囲の全面を走行

・衛星数

- (1) 多い 約 20 分間のデータにおける平均衛星数が 6 基以上のデータ
- (2) 少ない 約 20 分間のデータにおける平均衛星数が 6 基未満のデータ
- (3) 遮蔽 東方向に擬似的な遮蔽物を数秒間配置させたデータ

表 6.6.2-1 データ取得時間と実験時間

No	日付	実験時間	実験エリア	平均衛星数	衛星状況
1	2007/11/13	12 時 10 分 43 秒	林側	5.0	少
2		15 時 33 分 50 秒	全面	4.5	少
3	2007/11/14	09 時 09 分 23 秒	林側	7.8	多
4		12 時 02 分 49 秒	林側	5.0	少
5		12 時 26 分 39 秒	建機側	5.0	少
6		13 時 46 分 27 秒	全面	6.7	多
7	2007/11/15	10 時 40 分 53 秒	建機側	7.0	遮蔽
8		11 時 57 分 08 秒	全面	5.0	少
9		12 時 25 分 16 秒	林側	5.0	少
10		13 時 29 分 45 秒	建機側	7.0	多
11		13 時 58 分 31 秒	建機側	7.1	多
12		15 時 06 分 29 秒	全面	4.0	少
13		15 時 45 分 02 秒	林側	4.9	少

No	日付	実験時間	実験エリア	平均衛星数	衛星状況
14	2007/11/16	10時28分34秒	建機側	6.3	遮蔽
15		11時50分13秒	全面	5.0	少
16		12時13分32秒	林側	5.0	少

●取得データ： GPS、IMU、自動追尾トータルステーション (TS)

表 6.6.2-2 取得データの詳細

取得データ	データ周期	データ内容
GPS	1 [Hz]	RINEX2.1 (Observation data, Navigation data) 基準局と移動局でデータを取得
IMU	50 [Hz]	加速度センサとジャイロデータ (FOG)
自動追尾 TS	約3 [Hz]	ローカル座標系における3軸の位置データ 位置精度 2mm/200m

(2)屋外実験の実施風景



図 6.6.2-1 林側走行時の実験風景



図 6.6.2-2 全面走行時の実験風景



図 6.6.2-3 建機側走行時の実験風景

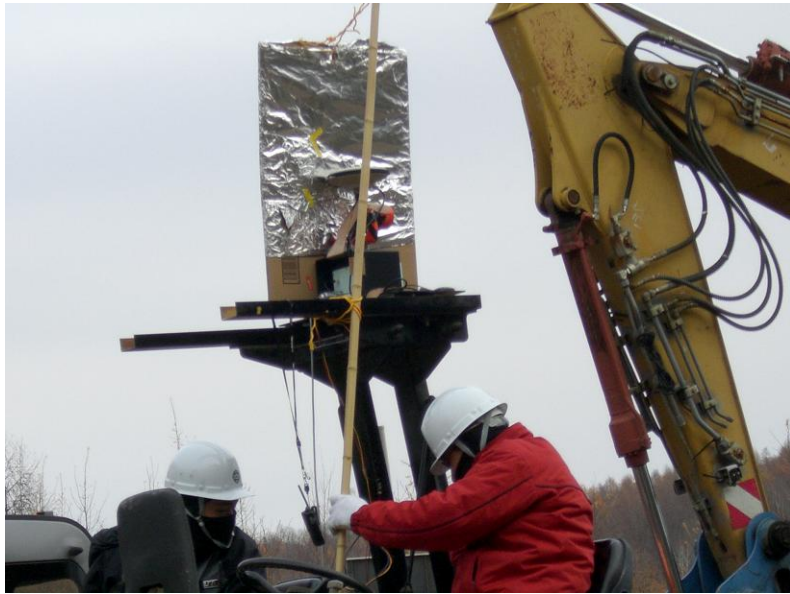


図 6.6.2-4 擬似遮蔽物を用いた実験の風景



図 6.6.2-5 移動局の実験機材



図 6.6.2-6 屋外実験時の開発ソフトの PC 画面

(3)屋外実験の結果（開発ソフト）

屋外実験を行った際の GPS の観測結果を表 6.6.2-3 に示す。

表 6.6.2-3 屋外実験結果

No.	平均 衛星数	平均 HDOP	実験時間 [sec]	実験エリア	アンビギュイテ ィ決定率[%]
1	5.00	2.92	932	林側	97.85
2	4.50	1.78	1292	全面	97.83
3	7.82	1.11	1203	林側	99.50
4	4.98	2.89	1219	林側	98.44
5	5.00	2.84	1240	建機側	99.92
6	6.67	1.63	1212	全面	97.23
7	6.96	1.08	826	建機側 (擬似遮 蔽)	98.05
8	5.00	2.88	1207	全面	99.92

No.	平均 衛星数	平均 HDOP	実験時間 [sec]	実験エリア	アンビギュイテ ィ決定率[%]
9	4.99	2.83	1215	林側	99.26
10	6.99	1.43	1167	建機側	99.59
11	6.62	1.69	873	建機側	96.18
12	4.02	1.79	1075	全面	98.32
13	4.98	1.76	1214	林側	94.25
14	6.31	1.24	1210	建機側 (擬似遮 蔽)	81.33
15	4.99	2.85	1208	全面	97.76
16	5.00	2.88	1227	林側	99.43

衛星が多い時間帯と少ない時間帯において約 20 分間の評価用データを取得した。実験を行った際、アンビギュイティはすべてのデータにおいてほとんど決定しており、測位を行う環境としては良い環境での実験となった。しかし、擬似遮蔽物を用いた No.14 のデータのみ、東側の衛星が遮蔽されることによってアンビギュイティの決定率が減少した。

6.6.3 屋外実験の評価・分析

(1)初期化時間の評価

初期化時間の実験結果を表 6.6.3-1 に示す。初期化時間は静止時と移動時において同じ条件で実験を行った結果である。静止時の初期化時間の結果は、衛星数が多い時間帯と少ない時間帯に分けて実験を行い、移動時の初期化時間の結果は衛星数が少ない時の結果である。

表 6.6.3-1 初期化時間結果

		初期化時間[sec]				
		回数	開発ソフト	既存製品	市販ソフト	
静止	【多い】 平均衛星 数 5基以上	1	4	45	3	
		2	4	15	50以上	
		3	7	31	43以上	
		4	9	19	22以上	
		5	4	26	47以上	
	【少ない】 平均衛星 数 5基未満	1	10	63	66以上	
		2	13	49	57以上	
		3	10	99	117以上	
	移動	【少ない】	1	12	23	—

開発ソフトは RTK-GPS の高速初期化技術により、衛星が多い場合と少ない場合においても高速にアンビギュイティが決定していることが分かる。一方、既存製品は初期化するまでに数十秒時間がかかる結果となった。また、市販ソフトは静止時の1回目の実験以外で、初期化時間計測用に取得したデータ時間内で初期化が行えない結果となった。表 6.6.3-2 は、開発ソフトと既存製品の初期化にかかった平均時間を表した結果である。

表 6.6.3-2 平均初期化時間結果

	平均初期化時間 [sec]	
	開発ソフト	既存製品
静止時	5.6	41.4
移動時	10	21

静止時における開発ソフトの平均初期化時間は既存製品の 41.4 秒に比べて、5.6 秒の高速な初期化時間の結果となった。また、移動時においても開発ソフトは既存製品の半分の時間で初期化が行われている。以上より、開発ソフトにおける高速初期化技術の位置探索手法と運動モデル、アンビギュイティ検定の技術によってアンビギュイティの高速化が実証された。

(2)位置誤差の評価

位置誤差の評価は、屋外実験の真値（真の位置）が不明であるため、既存製品と開発ソフトにおいて屋外実験結果のアンビギュイティが決定している演算位置の差分で評価を行う。位置誤差は、開発ソフトの位置から既存製品の位置を引いた値をグラフ化する。なお、既存製品の位置精度は 0.02m(RMS)である。

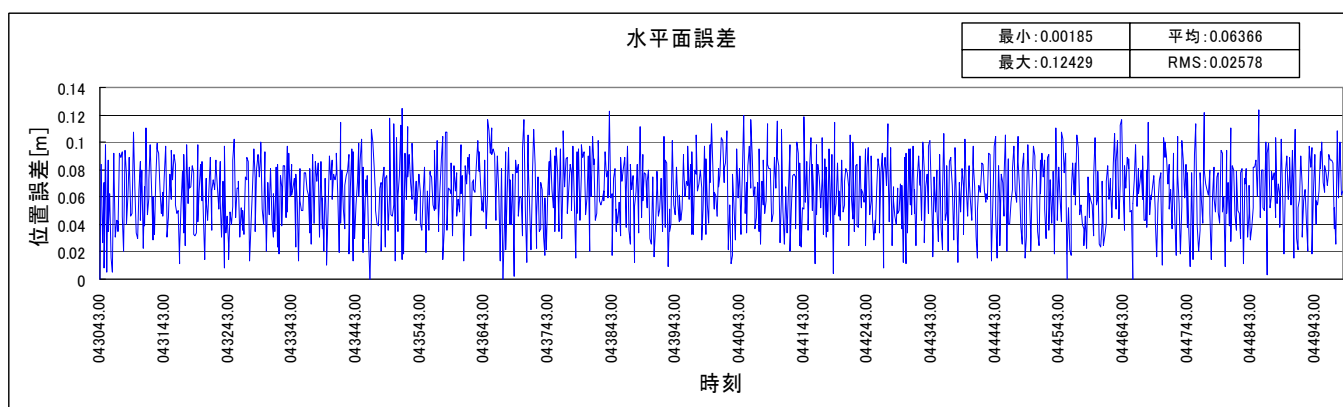


図 6.6.3-1 水平面位置誤差結果 (データ No.10)

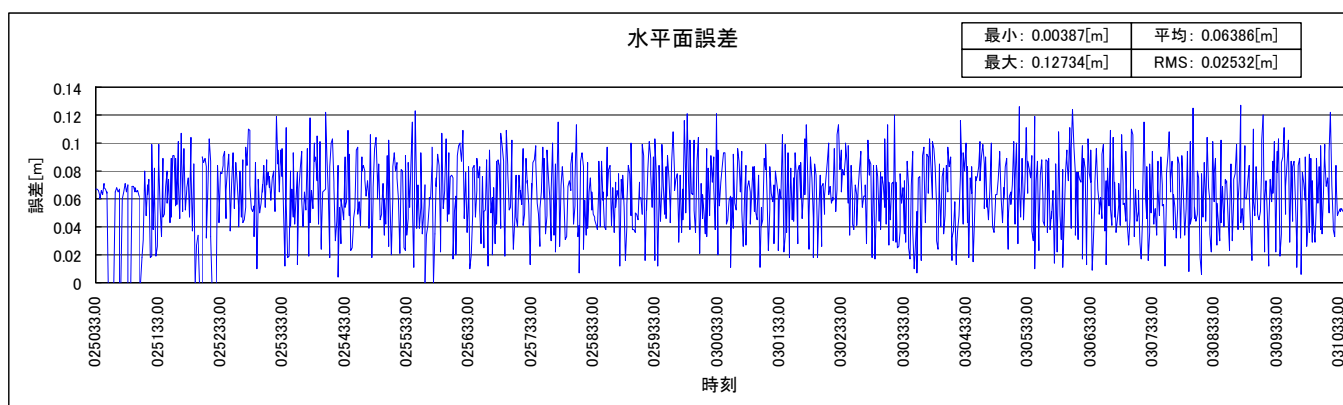


図 6.6.3-2 水平面位置誤差結果 (データ No.15)

図 6.6.3-1 と図 6.6.3-2 に水平面位置誤差の結果を示す。ほぼアンビギュイティが決定しているデータにおいて、既存製品の位置精度の RMS が 2cm であるのに対し、No.10 と No.15 のデータにおける既存製品と開発ソフトの位置差分の RMS が 2.5cm の結果が得られた。したがって、開発ソフトの演算位置は、既存製品と同等な位置精度である。

次に、高さ誤差の結果を図 6.6.3-3 と図 6.6.3-4 に示す。

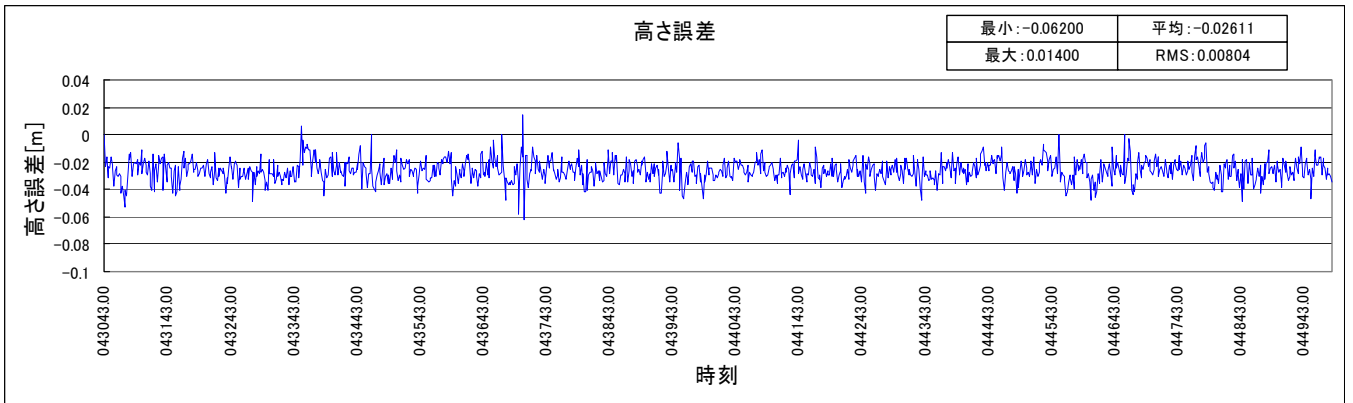


図 6.6.3-3 高さ誤差結果 (データ No.10)

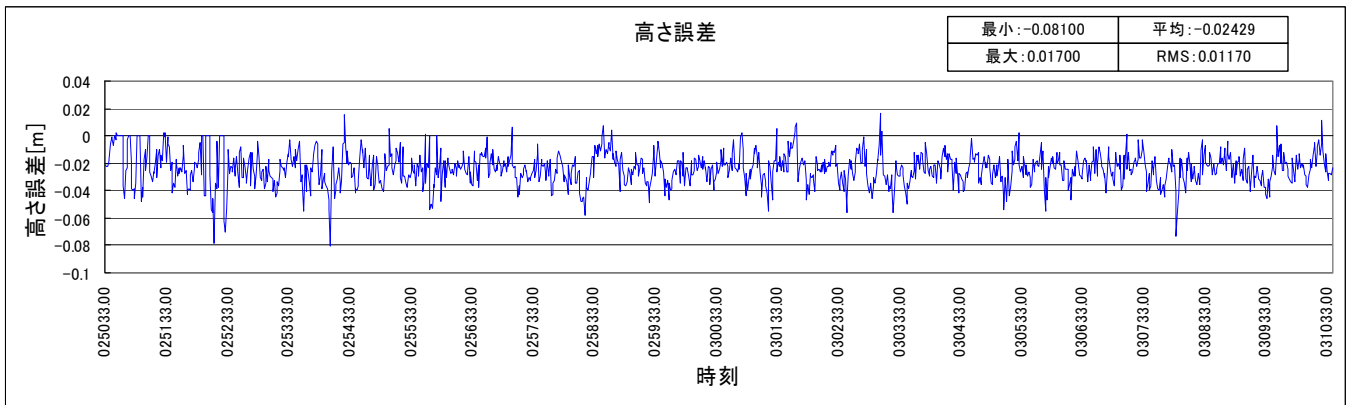


図 6.6.3-4 高さ誤差結果(データ No.15)

高さ誤差においても既存製品と開発ソフトの高度差分の RMS が No.10 のデータで 0.8cm、No.15 のデータで 1.2cm の結果が得られた。したがって、開発ソフトの演算高度も既存製品と同等な高さ精度を持つことが分かる。

(3)アンビギュイティ決定率・利用率の評価

開発ソフトと既存製品、市販ソフトのアンビギュイティ決定率と利用率の実験結果を表 6.6.3-3 に示す。

表 6.6.3-3 屋外実験結果

No.	平均 衛星数	平均 HDOP	実験時間	評価対象	アンビギュイ ティ決定率 [%]	利用率[%] (RTK)	利用率[%] (複合航法)
1	5.00	2.92	932 秒	開発ソフト	97.85	97.83	98.43
				既存製品	0.00	6.88	-
				市販ソフト	48.49	55.07	-
2	4.50	1.78	1292 秒	開発ソフト	97.83	95.39	95.39
				既存製品	99.85	95.89	-
				市販ソフト	26.95	30.59	-
3	7.82	1.11	1203 秒	開発ソフト	99.50	99.24	98.86
				既存製品	100.00	97.44	-
				市販ソフト	100.00	99.53	-
4	4.98	2.89	1219 秒	開発ソフト	98.44	96.18	96.18
				既存製品	97.87	96.35	-
				市販ソフト	30.27	33.31	-
5	5.00	2.84	1240 秒	開発ソフト	99.92	97.29	97.13
				既存製品	96.21	94.59	-
				市販ソフト	97.74	95.32	-
6	6.67	1.63	1212 秒	開発ソフト	97.23	97.20	97.20
				既存製品	100.00	96.42	-
				市販ソフト	94.69	92.32	-
7	6.96	1.08	826 秒	開発ソフト	98.05	94.66	94.79
				既存製品	47.15	0.00	-
				市販ソフト	100.00	97.12	-
8	5.00	2.88	1207 秒	開発ソフト	99.92	97.74	97.58
				既存製品	100.00	94.06	-
				市販ソフト	44.07	55.98	-
9	4.99	2.83	1215 秒	開発ソフト	99.26	97.76	97.66
				既存製品	93.73	94.56	-
				市販ソフト	74.86	86.77	-
10	6.99	1.43	1167 秒	開発ソフト	99.59	96.22	96.11

No.	平均衛星数	平均HDOP	実験時間	評価対象	アンビギュイティ決定率 [%]	利用率[%] (RTK)	利用率[%] (複合航法)
				既存製品	100.00	92.42	-
				市販ソフト	99.92	95.83	-
11	6.62	1.69	873 秒	開発ソフト	96.18	93.33	93.10
				既存製品	88.05	84.48	-
				市販ソフト	93.56	91.65	-
12	4.02	1.79	1075 秒	開発ソフト	98.32	97.41	97.32
				既存製品	100.00	94.29	-
				市販ソフト	18.43	21.88	-
13	4.98	1.76	1214 秒	開発ソフト	94.25	93.55	93.93
				既存製品	100.00	96.83	-
				市販ソフト	20.70	27.97	-
14	6.31	1.24	1210 秒	開発ソフト	81.33	76.04	75.96
				既存製品	64.23	63.06	-
				市販ソフト	11.18	23.74	-
15	4.99	2.85	1208 秒	開発ソフト	97.76	95.73	96.36
				既存製品	100.00	93.78	-
				市販ソフト	0.00	2.77	-
16	5.00	2.88	1227 秒	開発ソフト	99.43	98.21	98.21
				既存製品	95.11	92.10	-
				市販ソフト	99.92	98.59	-

ほとんどの条件で従来技術と市販ソフトより開発ソフトの方がアンビギュイティ決定率の向上が確認できた。一方、利用率においても開発ソフトが一番良い結果が得られた。

次に、屋外実験の全データにおけるアンビギュイティ決定率と利用率の評価を行う。表 6.6.3-4 にシミュレーション実験の全条件での観測状況を示す。

表 6.6.3-4 屋外実験の観測状況

平均 HDOP	平均衛星数	データ数
2.12	5.58	18284

全ての条件のデータにおけるシミュレーション実験の評価結果を図 6.6.3-5 に示す。ここで、図における RTK-GPS と複合航法の結果が開発ソフトの評価結果である。

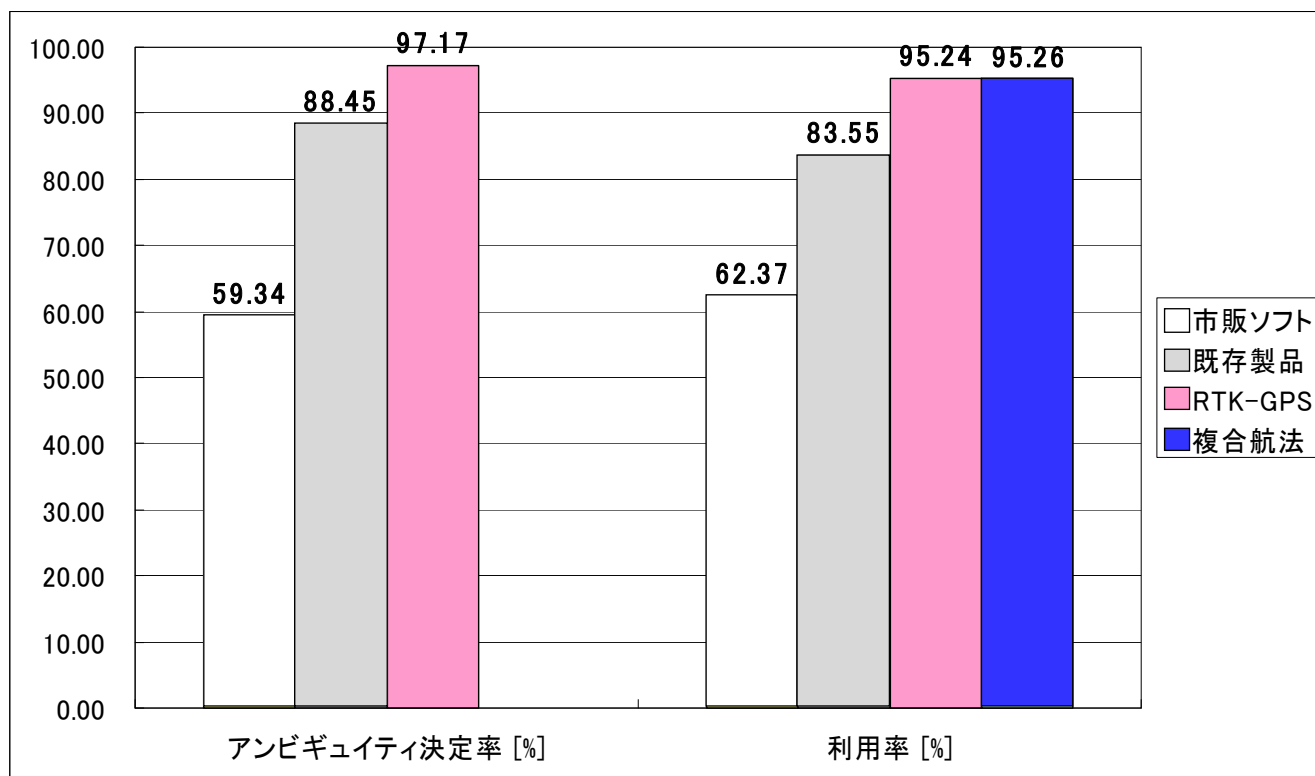


図 6.6.3-5 屋外実験の評価結果

開発ソフト(RTK-GPS)は屋外実験の環境下において、高速なアンビギュイティの初期化が行われているため、既存製品よりアンビギュイティ決定率と利用率が 10%程向上した。利用率がアンビギュイティ決定率よりも数%減少した原因は、アンビギュイティの誤決定による測位精度の低下と利用率の評価に用いるトータルステーションの測位結果に誤差を含んでおり、真値として扱うことが困難になったためである。

また、市販ソフトは今回の衛星の増減が多い屋外実験の環境下では、測位が途切れるため、アンビギュイティの再決定が必要になり、アンビギュイティの決定率が低下した。そのため、利用率も減少する結果となった。

複合航法の結果は、RTK-GPS が 97.17%のアンビギュイティで決定しているため、利用率に大きな効果が得られなかった。

屋外実験によって、高精度測位技術を組み込んだ開発ソフトは既存製品より有的な結果が得られた。

6.7 準天頂衛星の効果

6.7.1 シミュレーション実験方法

高精度測位技術の屋外実験と準天頂衛星による測位の効果を確認するため、屋外実験と同等な測位環境を模擬して、同時刻で同じ場所における準天頂衛星による測位の効果を確認する。平成18年度に開発したシミュレーションソフトを用いてデータ生成を行うための設定を以下に示す。

(1)シミュレーションの設定

シミュレーション実験では実際の建設機械を使用した作業を模擬し、作業中の測位技術の性能を評価する。以下に基本的なシミュレーション設定（シミュレーションシナリオ）について述べる。

a)シミュレーション地点

シミュレーション実験の場所は、屋外実験と同じ場所（北海道浦幌町）とする。

b)対象建設機械

シミュレーションの対象となる建設機械は屋外実験と同様の転圧ローラとする。

c)シミュレーション時間

シミュレーションを行う時間は、屋外実験と同様な時間帯で実験を行う。

d) シミュレーションデータ観測環境 (図 6.7.1-1 参照)

作業領域 : 50m (長辺) × 20m (短辺)

作業領域配置 : 作業領域の長辺が南北方向に対して左回りに 20 度回転した形で配置

遮蔽配置 : 作業領域 (50m × 20m) の長辺と短辺の 2 辺に沿う形の高さ 10m の遮蔽を配置

右側の短辺に高さ 10m, 幅 6m の遮蔽を 3 箇所配置

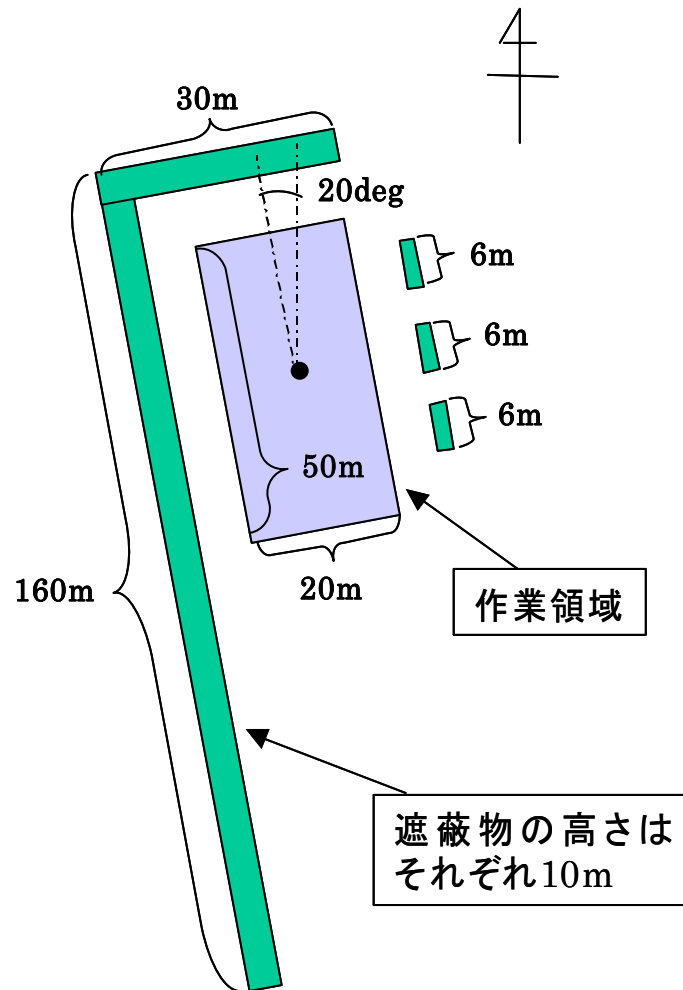


図 6.7.1-1 データ観測環境のイメージ図

e) 建設機械の動き

シミュレーション中の建設機械の動きを以下に示す。

・作業領域に対して全面を走行する動作

作業領域の長辺方向に直線的に前進 (時速 4Km/h) し、建機の車幅 (1m) 程度横に移動した後、直線的に後退 (時速 4Km/h) する。本動作を繰り返し行い、作業領域の短辺方向の端まで到達したら折り返すものとする。(図 6.7.1-2 参照)

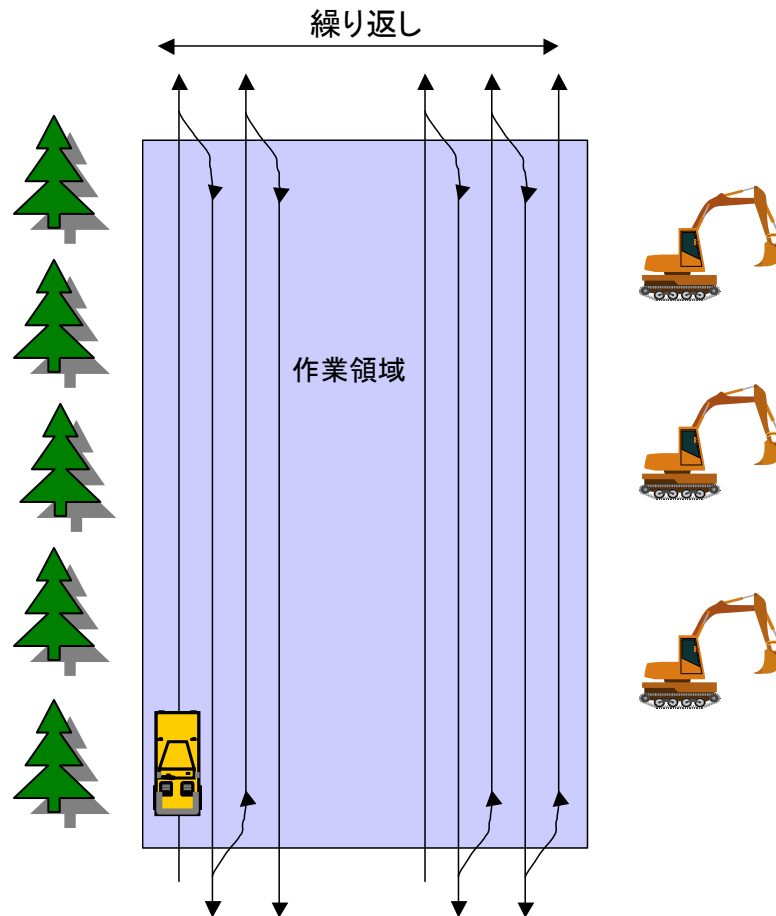


図 6.7.1-2 転圧ローラの動作

- ・作業領域に対して林側を走行する動き
作業領域の左辺に対して前進（時速 4Km/h）と後退（時速 4Km/h）の往復動作を行う。
- ・作業領域に対して建機側を走行する動き
作業領域の右辺に対して前進（時速 4Km/h）と後退（時速 4Km/h）の往復動作を行う。

f) 擬似的な測位誤差要因の生成

シミュレーションで生成する測距情報にサイクルスリップの影響を意図的に付加する。サイクルスリップの発生方法は、一定の周期で搬送波位相積算値にとびを与えることとする。

g) 準天頂衛星の有無

準天頂衛星の有無による効果を検証するために準天頂衛星の軌道情報を入力する。模擬観測データの作成時には、必ず準天頂衛星の情報を含めるものとし、シミュレーション時に、準天頂衛星の有無を選択するものとする。準天頂衛星無しの場合は、現状の GPS

衛星軌道情報を基に GPS 衛星からの測距情報を生成する。準天頂衛星有りの場合は、GPS 衛星に加えて準天頂衛星に関する公開情報を基に準天頂衛星からの測距情報を独自に生成する。

h) センサ情報

模擬観測データ作成時に適用する IMU（ジャイロ、加速度計）の精度は低価格な IMU を想定して、表 6.7.1-1 に示す通りとする。

表 6.7.1-1 慣性センサ情報

No.	項目	スペック
1	ジャイロバイアス	20[deg/hr]
2	ジャイロスケールファクタ	500[ppm]
3	ジャイロランダムノイズ	0.6[deg/sec]
4	加速度計バイアス	2000[μ G]
5	加速度計スケールファクタ	100[ppm]
6	加速度計ランダムノイズ	0.0003[deg/sec ²]

i) 誤差情報

模擬観測データ（GPS）作成のために、GPS 観測誤差を付加する。
誤差項目は以下の通りである。

表 6.7.1-2 誤差情報

No.	項目	設定値
1	GPS 衛星軌道誤差	衛星（準天頂含む）毎にランダムに設定
2	衛星クロック誤差	全衛星（準天頂含む）ともに標準偏差 1m
3	整数値バイアス	衛星（準天頂含む）毎にランダムに設定
4	電離層遅延誤差	TEC 最大値：4.40E+17[TECU] TEC 最小値：1.30E+17[TECU] 周期：28[hr] ピーク時刻：14[時] 定数：5[ppm]
5	対流圏遅延誤差	気温：16.2[°C] 気圧：1003.1[hPa] 水蒸気分圧：13.901[hPa]
6	受信機クロック誤差 (※使用しない)	初期年月日：－ 初期時刻：－

No.	項目	設定値
		バイアス：－ ドリフト：－ ノイズ：－
7	受信機ノイズ	擬似距離ノイズ：0.5[m] 位相擬似距離ノイズ：0.002[m]
8	サイクルスリップ誤差	サイクルスリップ有無：任意 サイクルスリップ誤差量：20[cycle] 発生間隔：299[epoch] 継続期間：1[epoch] 衛星選択仰角マスク：20[deg]
9	マルチパス誤差	マルチパス有無：任意 擬似距離誤差量：5[m] 搬送波位相誤差量：0.1[cycle] 発生間隔：59[epoch] 継続期間：1[epoch] 衛星選択仰角マスク：20[deg]
10	電波強度作成傾きパラメータ	電波強度作成における一次関数の傾き ①(0<仰角<=30)：0.333 ②(30<仰角<=45)：0.2 ③(45<仰角<=60)：0.133 ④(60<仰角)：0
11	電波強度作成切片パラメータ	電波強度作成における一次関数の切片 ①(0<仰角<=30)：34 ②(30<仰角<=45)：38 ③(45<仰角<=60)：41 ④(60<仰角)：49
12	GPS 座標オフセット量	X 軸：0[m] Y 軸：0[m] Z 軸：0[m]
13	衛星仰角マスク	0[deg]

j) 観測データ作成

以上の条件を基に、表 6.7.1-3 に示す組み合わせで模擬観測データを作成する。
基準局の観測データにおける基線長は、屋外実験と同様に 200[m]とする。

表 6.7.1-3 模擬観測データ作成の条件組み合わせ

条件 No.	日付	開始時刻	実験時間	実験エリア	平均衛星数 (QZS 無)	平均衛星数 (QZS 有)
1	2007/11/13	12 時 13 分 41 秒	1202 秒	林側	4.58	5.58
2		15 時 34 分 13 秒	1202 秒	全面	4.09	5.09
3	2007/11/14	09 時 09 分 31 秒	1202 秒	林側	6.24	7.24
4		12 時 02 分 56 秒	1202 秒	林側	4.64	5.64
5		12 時 26 分 51 秒	1202 秒	建機側	4.95	5.95
6		13 時 47 分 25 秒	1202 秒	全面	5.10	6.10
7	2007/11/15	10 時 40 分 58 秒	1202 秒	建機側	6.30	7.30
8		11 時 57 分 47 秒	1202 秒	全面	4.48	5.48
9		12 時 25 分 20 秒	1202 秒	林側	5.10	6.10
10		13 時 29 分 54 秒	1202 秒	建機側	6.19	7.19
11		13 時 58 分 33 秒	1202 秒	建機側	6.23	7.23
12		15 時 06 分 48 秒	1202 秒	全面	4.03	5.03
13		15 時 45 分 06 秒	1202 秒	林側	4.40	5.40
14	2007/11/16	10 時 28 分 42 秒	1202 秒	建機側	6.48	7.48
15		11 時 50 分 23 秒	1202 秒	全面	4.56	5.56
16		12 時 13 分 55 秒	1202 秒	林側	4.68	5.68

(2)シミュレーション実験の評価方法

a) シミュレーションの評価方法

シミュレーションでは、屋外実験と同様な環境下において、従来技術と開発ソフトの評価結果を示す。また、同じシミュレーション実験の環境下で、将来準天頂衛星が利用可能となった時の準天頂衛星の有効性を評価する。以下に評価方法を示す。

① 従来技術と開発ソフトの比較

開発ソフトの有効性を示すためにシミュレーション実験において、屋外実験と同等な測位結果の傾向が実現するかを確認する。開発ソフトは RTK-GPS の演算結果と複合航法の演算結果に分けて評価を行う。

② 準天頂衛星の有無による評価

準天頂衛星の有効性を確認するために、場所(林側、建機側、全面)による利用率の評価を行い、衛星が1基増えた時の効果を示す。

表 6.7.1-4 評価対象の設定内容

設定項目	従来技術	RTK-GPS	複合航法
信号強度によるマルチパス検出手法	あり	あり	同左
運動モデル	加速度モデル	躍度モデル	同左
電離層モデル	Klobuchar モデル	搬送波位相モデル	同左
対流圏モデル	Saastamoinen モデル	Saastamoinen モデル	同左
状態量	位置、速度、加速度、アンビギュイティ、電離層遅延二重差、対流圏遅延二重差	位置、速度、加速度、躍度、アンビギュイティ、電離層遅延二重差、対流圏遅延二重差	同左
観測量	搬送波位相、擬似距離、電離層遅延二重差、対流圏遅延二重差	搬送波位相、擬似距離、電離層遅延二重差、対流圏遅延二重差	同左
アンビギュイティ決定のための位置探索手法	なし	あり	同左
アライメントと航法	—	—	あり

設定項目	従来技術	RTK-GPS	複合航法
の統合			
複合航法における 非線形フィルタ	—	—	あり
複合航法方式の 切り換え手法	—	—	あり

b) 評価項目

シミュレーション実験における評価項目はアンビギュイティ決定率と利用率とする。以下に評価方法を説明する。

① アンビギュイティ決定率

アンビギュイティ決定率は、各エポックにおいて RTK-GPS のアンビギュイティが決定したかを時間の割合で表す。

② 利用率

利用率は、建設機械の位置が真の位置と演算結果の水平位置誤差が 10cm 以下である時間の割合を表す。

6.7.2 シミュレーション実験結果及び評価

(1)従来技術と開発ソフトのシミュレーション結果

前章の条件において、従来技術と開発ソフトのシミュレーション実験を実施した。開発ソフトは RTK-GPS と複合航法それぞれで実験を行った。表 6.7.2-1 に示すアンビギュイティ決定率と利用率のシミュレーション結果を示す。

表 6.7.2-1 開発ソフトと従来技術のシミュレーション実験結果

条件 No.	日付	評価対象	アンビギュイティ決定率[%]	利用率[%] (RTK-GPS)	利用率[%] (複合航法)
1	2007/11/13	開発ソフト	82.28	78.95	80.45
		従来技術	59.23	55.82	—
2		開発ソフト	78.79	78.29	79.03
		従来技術	51.50	14.23	—
3	2007/11/14	開発ソフト	99.17	99.17	99.42
		従来技術	72.13	72.38	—
4		開発ソフト	86.27	85.69	87.44
		従来技術	64.31	54.74	—
5		開発ソフト	74.21	69.80	70.80
		従来技術	64.14	61.56	—
6	開発ソフト	77.37	76.71	78.29	
	従来技術	55.07	51.25	—	
7	2007/11/15	開発ソフト	99.33	99.33	99.67
		従来技術	86.44	87.27	—
8		開発ソフト	80.03	78.95	81.36
		従来技術	48.67	42.26	—
9		開発ソフト	88.85	88.10	89.18
		従来技術	70.13	69.47	—
10		開発ソフト	99.33	99.33	99.50
		従来技術	82.95	83.19	—
11		開発ソフト	99.08	99.08	99.25
		従来技術	76.71	76.79	—
12		開発ソフト	81.11	80.70	82.53
		従来技術	32.28	30.70	—
13		開発ソフト	73.54	72.38	76.87
	従来技術	55.24	53.91	—	

条件 No.	日付	評価対象	アンビギュイティ決定率[%]	利用率[%] (RTK-GPS)	利用率[%] (複合航法)
14	2007/11/16	開発ソフト	99.25	99.25	99.67
		従来技術	85.61	85.69	—
15		開発ソフト	81.45	81.20	82.86
		従来技術	61.81	60.73	—
16		開発ソフト	53.41	51.83	52.25
		従来技術	65.47	62.90	—

屋外実験と同等な測位条件において、ほとんどの条件で従来技術より開発ソフトの方がアンビギュイティ決定率の向上が確認できた。一方、利用率においても従来技術より開発ソフトの方が良い結果が得られた。また、複合航法は衛星が少ない状況でも測位が可能ため、数%の利用率が向上した。

次に、シミュレーション実験の全データにおけるアンビギュイティ決定率と利用率の評価を行う。表 6.7.2-2 にシミュレーション実験の全条件での観測状況を示す。平均 HDOP 値が通常の数値より増大した原因は、あるエポックにおいて遮蔽物により可視衛星数が 4 基に減少し、衛星配置が一箇所に集まったためである。

表 6.7.2-2 シミュレーション実験の観測状況

平均 HDOP	平均衛星数	データ数
7.24	5.13	19232

全ての条件におけるシミュレーション実験の評価結果を図 6.7.2-1 に示す。従来技術より開発ソフトはアンビギュイティ決定率と利用率が 20%以上向上した結果が得られた。

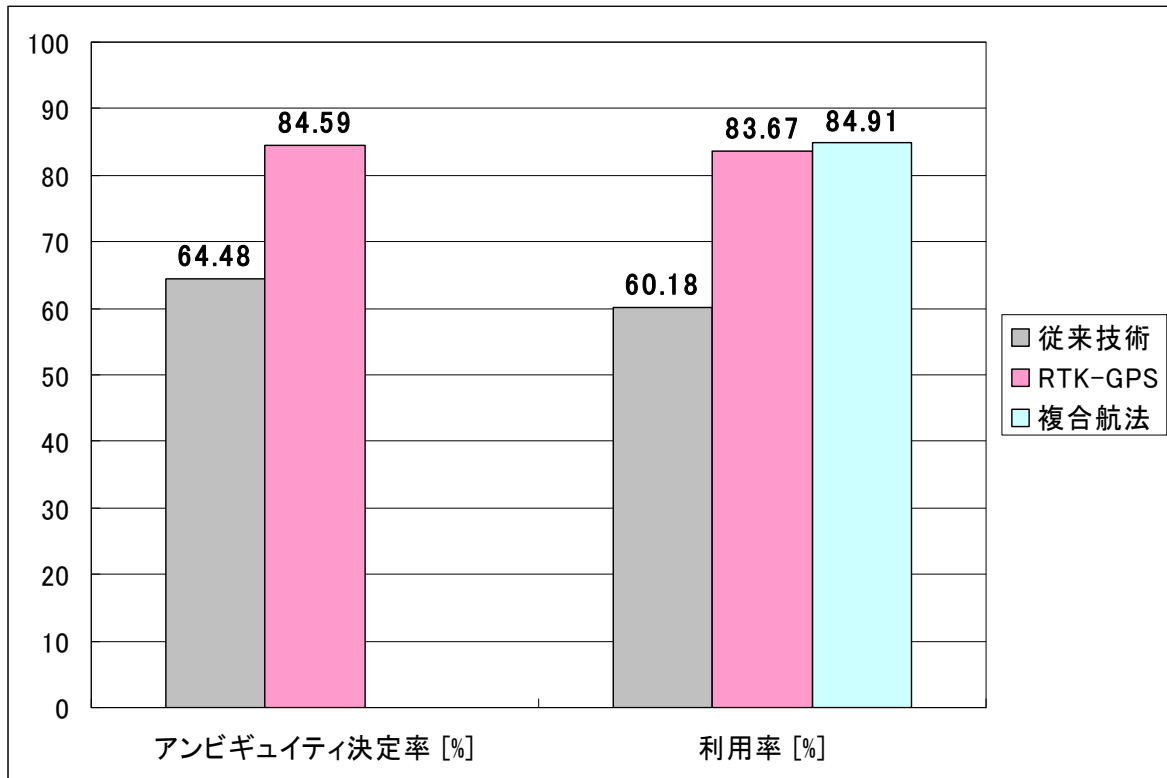


図 6.7.2-1 シミュレーション実験の評価結果

(2) 準天頂衛星の有無によるシミュレーション結果

前(1)項と同じ条件のデータで準天頂衛星が有る場合と無い場合の開発ソフトのシミュレーション実験を実施した。表 6.7.2-3 に準天頂衛星の有無によるアンビギュイティ決定率と利用率のシミュレーション結果を示す。

表 6.7.2-3 準天頂衛星の有無によるシミュレーション結果

条件 No.	日付	準天頂衛星の有無	アンビギュイティ決定率 [%]	利用率[%] (RTK-GPS)	利用率[%] (複合航法)
1	2007/11/13	無	82.28	78.95	80.45
		有	98.92	98.92	99.17
2	2007/11/13	無	78.79	78.29	79.03
		有	98.92	97.84	98.09
3	2007/11/14	無	99.17	99.17	99.42
		有	99.25	99.25	99.50
4		無	86.27	85.69	87.44

条件 No.	日付	準天頂衛星の有無	アンビギュイティ決定率 [%]	利用率[%] (RTK-GPS)	利用率[%] (複合航法)
5	2007/11/15	有	98.84	98.92	98.92
		無	74.21	69.80	70.80
有		99.17	99.17	99.33	
6		無	77.37	76.71	78.29
		有	99.25	99.25	99.58
7		無	99.33	99.33	99.67
		有	99.25	99.25	99.50
8		無	80.03	78.95	81.36
		有	94.09	93.84	94.01
9		無	88.85	88.10	89.18
		有	97.67	97.67	97.84
10		無	99.33	99.33	99.50
		有	99.25	99.25	99.58
11		無	99.08	99.08	99.25
		有	99.25	99.25	99.58
12		無	81.11	80.70	82.53
	有	96.84	94.34	94.51	
13	無	73.54	72.38	76.87	
	有	98.92	99.00	99.08	
14	2007/11/16	無	99.25	99.25	99.67
		有	99.25	99.25	99.67
15		無	81.45	81.20	82.86
		有	94.93	94.93	95.09
16		無	53.41	51.83	52.25
		有	98.42	98.34	98.50

ほとんどの条件において準天頂衛星が1基存在することにより、アンビギュイティ決定率と利用率の向上が確認できた。測位環境が悪い（平均衛星数が低い）場合においては、1基衛星が増加することによって20～40%の利用可能時間が増大する結果が得られた。

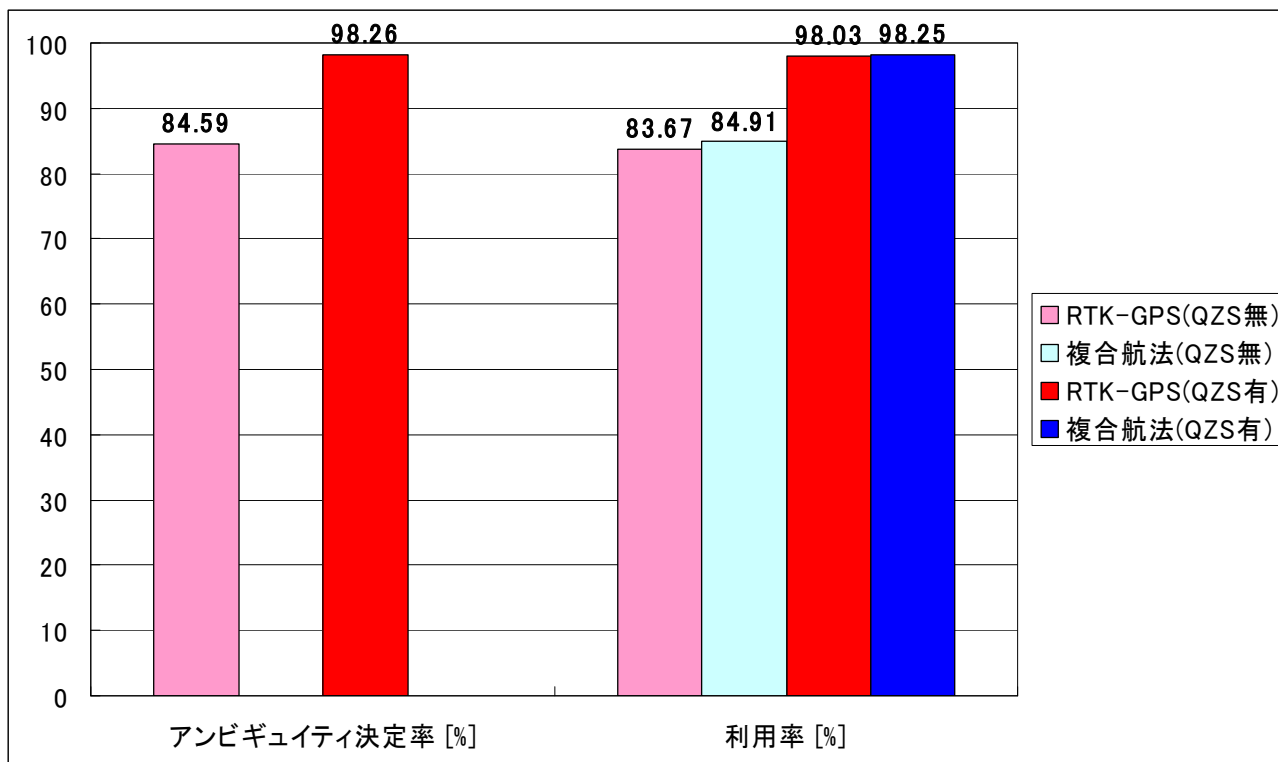


図 6.7.2-2 準天頂衛星の有無によるシミュレーション実験結果

図 6.7.2-2 に全データ(320 分間)におけるシミュレーション結果を示す。シミュレーション実験においては、準天頂衛星が 1 基存在することでアンビギュイティ決定率と利用率は約 15%向上した。

なお、図 6.7.2-1 及び図 6.7.2-2 について、遮蔽物など実際の環境を完全には模擬できておらず、傾向として評価している。

次に、測位環境が異なる実験エリアにおいて、準天頂衛星の有無による測位結果の評価を行う。測位場所は屋外実験と同様に林側、全面、建機側の場合に分けて準天頂衛星が無い場合とある場合の測位状況の変化を求めて可視化を行う。表 6.7.2-4 に異なる場所における測位環境を示す。

表 6.7.2-4 異なる場所における測位環境

	林側	全面	建機側
データ数	7212	6010	6010
平均衛星数	4.94	4.45	6.03

アンビギュイティ決定率

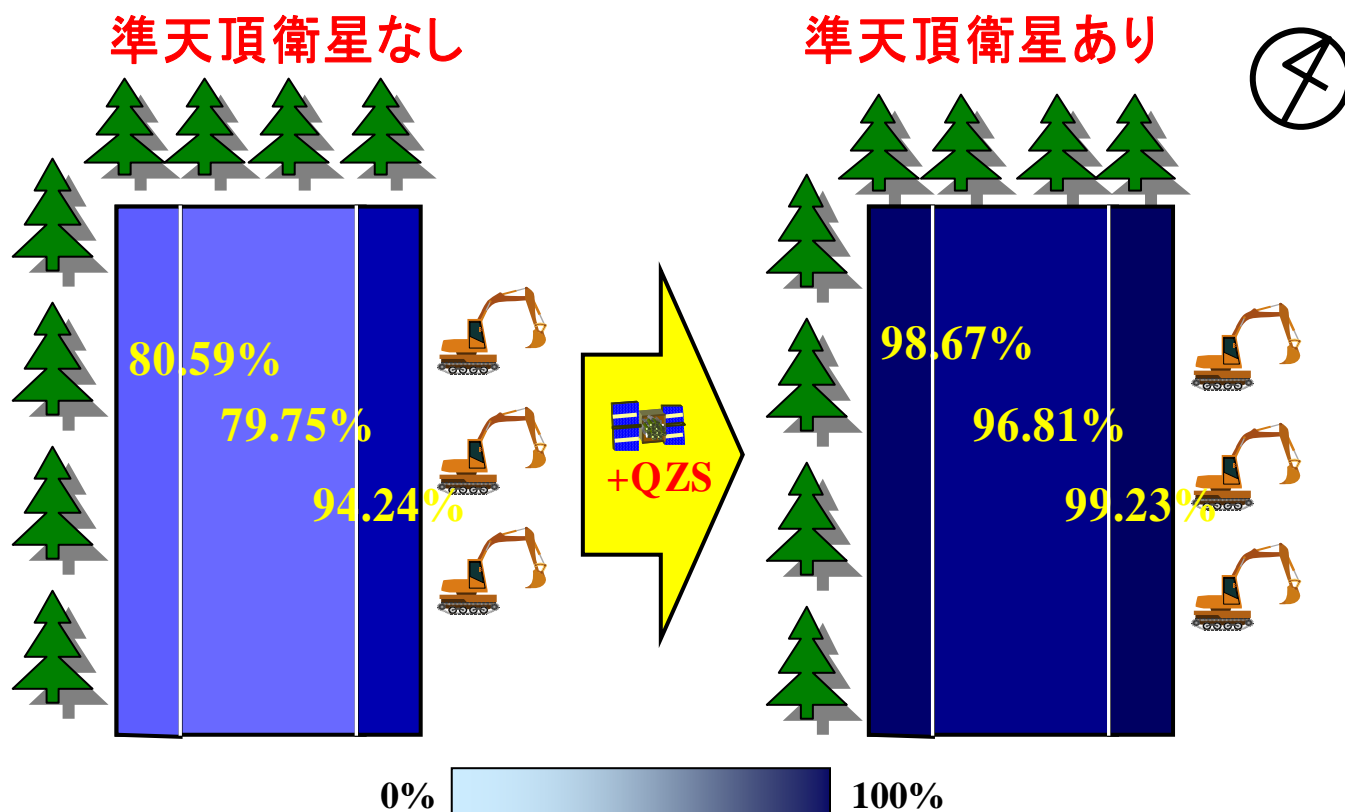


図 6.7.2-3 準天頂衛星の有無によるアンビギュイティ決定率の変化状況

図 6.7.2-3 は、衛星数が準天頂衛星により 1 基増加した場合におけるアンビギュイティ決定率の変化の結果である。林側、全面、建機側のそれぞれの場所においてアンビギュイティ決定率が大幅に向上していることが分かる。また、準天頂衛星によって平均約 80%の測位環境から 96%以上の測位環境が得られた。

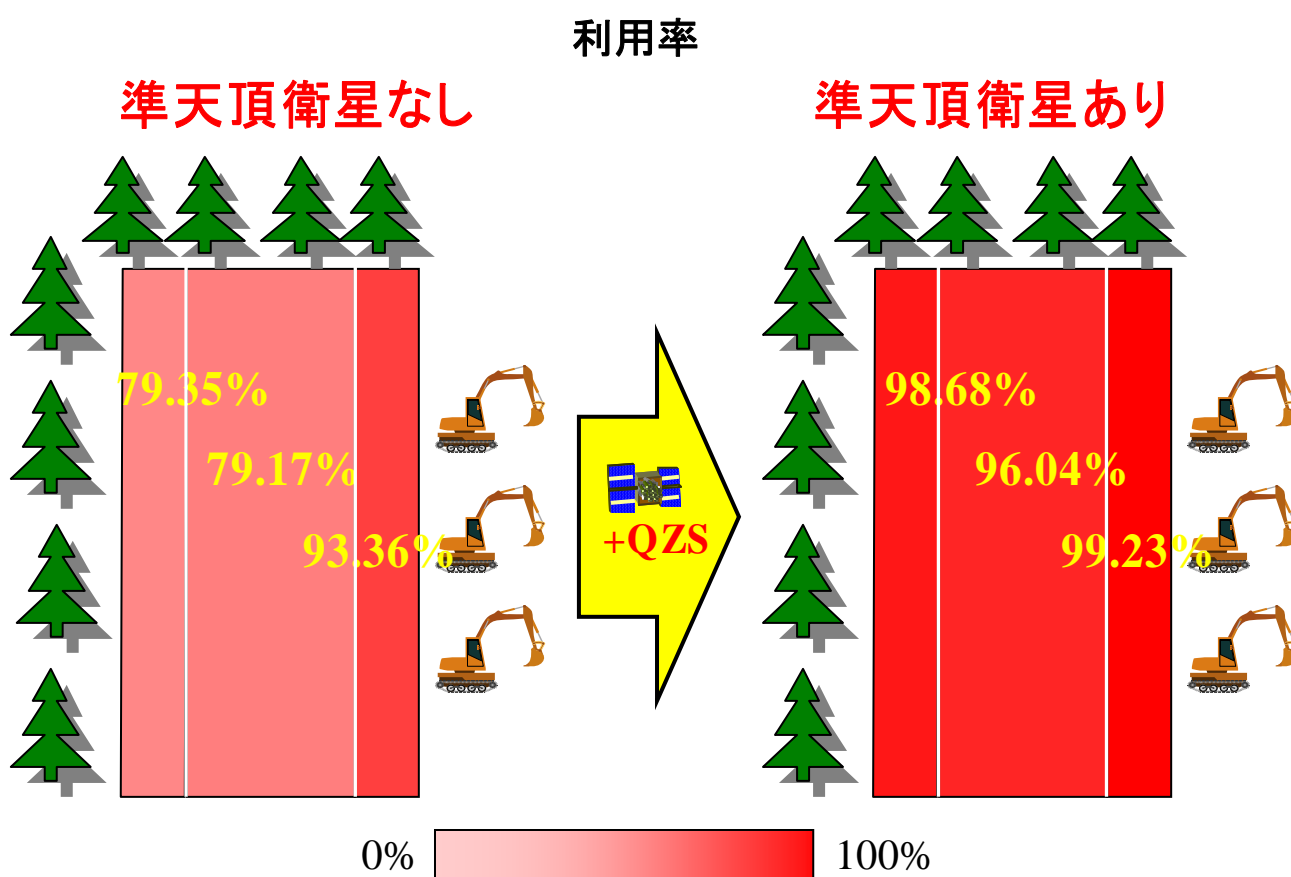


図 6.7.2-4 準天頂衛星の有無による利用率の変化状況

図 6.7.2-4 は、図 6.7.2-3 と同様な準天頂衛星による利用率の変化の結果である。利用率においても大幅に向上していることが分かる。

なお、図 6.7.2-3 及び図 6.7.2-4 について、測位場所による違いは、同時刻に測定していないことによる衛星配置、電離層の状況など誤差要因の違いが影響していると考えられるため、QZS の有無による違いを評価している。

6.8 評価業務のまとめ

この屋外実験において、遮蔽物が存在する条件下で、今回開発した高精度測位ソフトウェア（開発ソフト）が、従来製品と比較し効果を確認できた。

①初期化時間（搬送波の波数を再び確定させるまでの時間）の短縮効果を見込める事が確認できた。

実際の情報化施工において、作業時間の短縮や作業の効率化が期待できる。

② アンビギュイティ決定率の向上が見込める事が確認できた。

実際の情報化施工において、作業エリアの拡大、GPS 測位ができず作業を中断する回数、時間の削減が期待できる。

③ 準天頂衛星が存在する場合、さらなる初期化時間短縮とアンビギュイティ決定率の向上が見込める事が確認できた。

国土技術政策総合研究所資料

TECHNICAL NOTE of N I L I M

N o . 513

January 2009

編集・発行 © 国土技術政策総合研究所

本資料の転載・複写の問い合わせは

〒305-0804 茨城県つくば市旭1番地

企画部研究評価・推進課 TEL 029-864-2675