

平成 29 年度 修士論文

準天頂衛星の補強情報を利用した  
GNSS 搬送波位相整数値バイアス決定法  
による航空機の精密測位

首都大学東京大学院  
システムデザイン研究科 システムデザイン専攻  
航空宇宙システム工学域 博士前期課程

16891532 二宮光莉

指導教官： 辻井利昭 教授

2018 年 2 月 22 日



## 要旨

近年、GNSS (Global Navigation Satellite System) を利用した測位方式の一つである精密単独測位 (PPP: Precise Point Positioning) 技術が盛んに研究開発されている。PPP は搬送波位相データを主として利用する測位方式で、地上基準局が不要であることから場所に依らずセンチメートル精度の測位を可能にする。こうした利点から多くの分野で PPP の利用が期待されている。利用分野の一つとして、地球表面観測に用いられる合成開口レーダ (SAR: Synthetic Aperture Rader) が挙げられる。航空機によるリピートパス干渉 SAR において精密な地表観測を行うために、機体の高精度な位置情報が必要とされる。こうした背景から、PPP による航空機の測位に取り組む。PPP による航空機のセンチメートル測位を達成するためにいくつかの課題が考えられるが、本研究では①対流圏遅延量推定アルゴリズムの改良、②搬送波位相整数値バイアスの決定、の二点にアプローチする。

はじめに、一点目の対流圏遅延量推定アルゴリズムの改良について述べる。GNSS 観測データは様々な誤差要因によって影響を受ける。各誤差要因への対処方法は測位方式によって異なる。PPP では主に衛星の軌道・時計の精密な情報を利用し、二周波による観測を行うことで、衛星軌道・時計による誤差や電離圏遅延 (電離圏に起因する伝搬誤差) を低減する。航空機の測位において、残された誤差要因のなかで対流圏遅延 (対流圏に起因する伝搬誤差) が相対的に大きくなると考えられる。本研究では、高度変化を伴う航空機の測位において対流圏遅延量を精密に推定することを目的に、GNSS 解析ソフトウェアにおける推定アルゴリズムの改修を行い、改修による効果を評価した。

次に、二点目の搬送波位相整数値バイアスの決定に関して述べる。

PPP で用いる搬送波位相データは不確定なバイアス (搬送波位相アンビギュイティ) を含んでいる。搬送波位相アンビギュイティは、整数アンビギュイティ、衛星初期位相項バイアス、受信機初期位相項バイアスで構成される。相対測位法のように二重位相差を利用する場合には、衛星および受信機の初期位相項バイアスが消去されるためアンビギュイティを整数化することができる。一方、一台の受信機のみを利用する PPP では相対測位法と同様の方法でアンビギュイティを整数化することが困難なため、実数として推定する手法が一般的である。しかし近年、PPP-AR

(Ambiguity Resolution) と呼ばれる整数アンビギュイティ決定法が研究されている。現在、複数の PPP-AR の方式が検討されているが、本研究では、衛星初期位相項バイアス (FCB: Fractional Cycle Bias) を利用して整数アンビギュイティを解く FCB 方式を採用する。衛星 FCB は多数の地上基準局網の観測データから事前に推定され、PPP に適用することで搬送波位相の整数アンビギュイティが求まり、従来の PPP に比較して測位精度を改善できると考えられている。本研究では、JAXA 開発の、複数 GNSS 対応高精度軌道時刻推定ツール MADOCA (Multi-GNSS Advanced Demonstration tool for Orbit and Clock analysis) によって推定される衛星 FCB 推定値を利用した PPP-AR 法に取り組む。MADOCA により推定される高精度な衛星軌道・時計・FCB 等の補正情報は、準天頂衛星システム (QZSS: Quasi-Zenith Satellite System) の補強信号やインターネットを経由して配信される計画である。準天頂衛星システムは日本を含むアジア・オセア

ニア地域をカバーする地域的衛星測位システムで、2018年度より4機体制による運用が開始される。今後準天頂衛星の補強情報に含まれるであろうMADDOCAのFCBを利用したPPP-ARは、多くの分野での利用が期待されると考え、本研究では準天頂衛星システムの本格的な運用に先駆けて取り組んでいる。

衛星FCBの精度を検証するために、MADDOCAのFCBを用いたPPP-AR法により地上静止点データを解析した。その結果、整数アンビギュイティが正常に解け、妥当な測位精度が得られたことから、FCB推定値の正当性を検証できた。次に実際の飛行実験のデータを用いて、対流圏遅延量推定アルゴリズムの改良による効果を評価した。航空機向けに改良されたソフトウェアによる推定結果を従来の地上用ソフトによる結果と比較し、測位誤差が低減することが確認された。この結果から、改良した対流圏遅延量推定アルゴリズムが航空機の測位に有効であると判断した。これらの考察を踏まえ、改良を加えたソフトによりMADDOCAのFCBを用いたPPP-AR法で飛行実験データを解析した。整数アンビギュイティを解かない従来PPP法による解析結果と比較して、測位誤差が低減することが確認された。これにより、航空機の測位においても整数アンビギュイティを解くことにより測位精度を改善できる可能性が示せた。

# 目次

## 第1章 はじめに

- 1.1 研究背景
- 1.2 研究目的
- 1.3 本論文の構成

## 第2章 GNSS の概要

- 2.1 GNSS
  - 2.1.1 GPS
  - 2.1.2 GLONASS
  - 2.1.3 QZSS
- 2.2 観測方程式
  - 2.2.1 コード位相観測
  - 2.2.2 搬送波位相観測
- 2.3 誤差要因
  - 2.3.1 衛星軌道・時計誤差
  - 2.3.2 電離圏遅延
  - 2.3.3 対流圏遅延

## 第3章 精密単独測位

- 3.1 精密単独測位の概要
  - 3.1.1 計算手法
- 3.2 対流圏遅延
  - 3.2.1 航空機に対応した対流圏遅延量推定アルゴリズム
  - 3.2.2 対流圏 DOP
- 3.3 搬送波位相整数値バイアス決定法
  - 3.3.1 搬送波位相バイアス
  - 3.3.2 整数値バイアスの計算手法

## 第4章 地上静止点データの解析による補強情報の精度評価

- 4.1 実験概要
- 4.2 実験結果
  - 4.2.1 WL および L1 バイアスの比較
  - 4.2.2 測位精度の比較
  - 4.2.3 観測残差の比較

## 第5章 飛行実験データの解析による精密単独測位精度の評価

### 5.1 実験概要

### 5.2 実験結果

5.2.1 対流圏遅延量の推定アルゴリズム改良による効果

5.2.2 対流圏 DOP の検討

5.2.3 測位精度評価

5.2.4 整数値バイアス決定による効果

5.2.5 広域データの解析

## 第6章 結論

6.1 研究成果のまとめ

6.2 今後の課題

参考文献

謝辞

# 第1章 はじめに

## 1.1 研究背景

GNSS (Global Navigation Satellite System) は GPS (Global Positioning System) をはじめとする衛星航法システムの総称である。GNSS を利用した測位方式の中でも、搬送波位相データを用いる精密測位はセンチメートル台の精度での位置推定を可能にする。特に、精密単独測位 (PPP : Precise Point Positioning) と呼ばれる、精密な衛星の軌道・時計誤差情報を用いる地上基準局不要の測位方式に関する研究は近年盛んである。地上基準局が不要なため場所に依らず高精度な測位を行える点から、多くの分野で PPP の利用が期待されている。

利用分野の一つとして、地球表面観測に用いられる合成開口レーダ (SAR : Synthetic Aperture Rader) が挙げられる。SAR 観測を同じ場所に対して異なる時期に行い、その二つの観測データを干渉させることで地表の変動を検知することが出来る。特に航空機搭載 SAR によるリピートパス干渉技術は、火山噴火や土砂崩れ等の進行性災害を監視する用途での利用が期待されている。災害監視により避難や救助がより安全で効率的に行えると考えられる。リピートパス干渉により高精度な地表観測を行うためには、航空機が同一の軌道を飛行することが望ましく、機体の高精度な位置情報が必要とされる[1]。このような背景から GNSS による航空機の高精度測位に取り組む[2][3][4]。

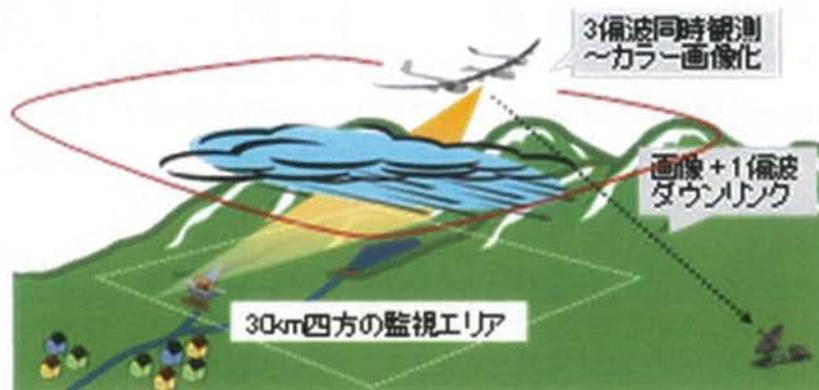


図1 豪雨による土砂災害を想定した地盤監視ミッションの運用イメージ ( 出典 [1] )

PPP で利用する搬送波位相データにはアンビギュイティと呼ばれる整数値バイアスが含まれている。PPP ではこの整数値バイアスを解くことが困難なため実数として推定する方法が従来採用されていたが、近年、補正情報を使って整数値バイアスを解く PPP 方式が研究開発されている。こうした手法は PPP-AR (Ambiguity Resolution) と呼ばれ、従来の PPP に比較して測位精度が向上し測位解の収束時間が短縮することが期待されている。既に、静止点や自動車等の地上の測位においてアンビギュイティを解くことによる効果が検証されている[5]。その一方で航空機の測位においても同様の手法が有効であるかという検証は十分行われていないため本研究で取り組みたいと考える。

## 1.2 研究目的

本研究では、GNSS 搬送波位相データを用いた精密単独測位法、PPP により航空機の高精度測位を達成することを目的とし、準天頂衛星の補強情報を用いた整数値バイアス決定法により実現したいと考える。はじめに補強情報の精度を検証するために、地上静止点の GNSS 観測データを取得し PPP-AR 法により解析した。次に飛行実験を実施し飛行中の観測データを取得し同様の解析を行った。

### (1) 地上静止点の位置推定実験

- 補強情報の精度検証

### (2) 高高度移動体の位置推定実験

- 航空機向けに改良した対流圏遅延量推定アルゴリズムの有効性の評価
- 整数値バイアス決定法による測位精度改善効果の検証

## 1.3 論文の構成

本論文は全 6 章から構成されている。第 1 章では研究の背景、目的を述べた。第 2 章では GNSS の概要を述べた。第 3 章では精密単独測位の測位計算法を紹介し、対流圏遅延量の推定方法と搬送波位相整数値バイアスの決定方法について述べた。第 4 章では地上静止点データの測位解析を行い、整数値バイアスの決定に用いた補強情報の精度を検証した。第 5 章では飛行実験によって航空機向けに改良した対流圏遅延量推定アルゴリズムの有効性の評価および整数値バイアス決定法による測位精度改善効果の検証を行った。第 6 章では研究結果について考察し、今後の課題についてまとめる。

## 第2章 GNSS の概要

### 2.1 GNSS 衛星

#### 2.1.1 GPS 衛星

GPS システムは人工衛星からなる宇宙部分、システムを管理、運用、制御する地上制御部分、衛星からの信号を受信するユーザー部分の三つの部分から構成されている。宇宙部分は6つの軌道面に配置された各4機の衛星に予備衛星を加えた計31衛星からなる。(2017年10月時点)衛星は半径約26560kmのほぼ円軌道上を約12時間周期で周回する。制御部分では監視局で収集したデータから主制御局によって軌道や時刻パラメータが計算される。これらは、地上アンテナを経由してGPS衛星に送信され航法メッセージとして放送される。ユーザー部分は衛星からの信号を受信し、その情報から衛星と受信機間の疑似距離を求め位置を推定することができる。



図 2.1 GPS 衛星配置 ( 出典 [6] )

各 GPS 衛星は L1、L2、L5 と呼ばれる L バンドの無線周波数を使用して連続的に電波を送っている。それぞれの周波数は  $f_{L1} = 1575.42 \text{ MHz}$ 、 $f_{L2} = 1227.60 \text{ MHz}$ 、 $f_{L5} = 1176.45 \text{ MHz}$  である。衛星が送信する信号の搬送波は、PRN コードと航法メッセージによりスペクトル拡散変調されている。PRN コードは各衛星に割り当てられた PRN 番号に対応しており、異なるコード同士はほとんど相関を持たない。この性質を利用し、受信機は各衛星の PRN コードのレプリカを発生させ受信信号とレプリカ信号の相関をとり、衛星を識別するコード符号分割多重接続(CDMA)が採用されている。

一方、航法メッセージは、衛星軌道の概略情報(アルマナック)、衛星の軌道パラメータ(エフェメリス)、衛星時計の補正パラメータなどから構成されており 50bps で送信される。すべてのメッセージを送受信するためには 12.5 分必要となるが、測位に欠かすことのできないエフェメリスと時計パラメータは 30 秒毎に繰り返され更新されている。

### 2.1.2 GLONASS 衛星

GLONASS の構成は GPS の概念と同様に、宇宙部分、地上制御部分、ユーザー部分からなる。宇宙部分は 3 つの軌道面に配置された各 8 機の衛星、全 24 衛星からなる。衛星は半径約 25,510km の軌道を約 11.25 時間で周回する。

GLONASS 衛星から発信される信号は FDMA(Frequency Divided Multiple Access)方式と呼ばれる周波数分割多重送信方式を採用している。各衛星の搬送波周波数は以下の式のように表される。

$$f_{L1} = 1602 + \frac{9}{16}k \quad (\text{MHz})$$

$$f_{L2} = 1246 + \frac{7}{16}k \quad (\text{MHz})$$

ここで  $k$  はチャンネル番号( $k = -7, -6, \dots, 13$ )である。

GLONASS 信号間には受信機チャンネル間バイアス (IFB: Inter Frequency Bias) と呼ばれるハードウェアバイアスが存在する。受信機 IFB の問題により一般に GLONASS の搬送波位相アンビギュイティを解くことが困難であり、本研究では GLONASS についてはフロート解で推定することとする。

### 2.1.3 QZSS 衛星

QZSS とは準天頂衛星システム(QZSS: Quasi Zenith Satellite System)のことであり、日本が開発を進めている衛星測位システムである。2010 年に打ち上げられた初号機に加えて、2017 年には 3 機の衛星が打ち上げられ、2018 年度より 4 機体制での運用を開始する予定である。QZSS は日本を含むアジア・オセアニア地域をサービスエリアとし、GPS や GLONASS など他国の衛星測位システムと組み合わせて利用することが出来る。QZSS の宇宙部分は、軌道傾斜角約  $43 \pm 4$  度の 3 つの軌道面に配置された 3 衛星と、静止軌道の 1 衛星から構成されている。衛星は半径約 42,000km の軌道を約 23 時間 59 分の周期で回る。

準天頂衛星システムの主な目的は、GPS 衛星と同じ測位信号を配信することで測位可能時間を拡大する GPS 補完の目的と、測位精度を上げるための補正情報を配信することで精度や信頼性を向上させる GPS 補強の目的がある。表 1 に QZSS が配信するサービスの概要と対応する信号名称を示した。

表1 QZSS の送信信号とサービス概要 ( 出典 [7])

信号名称	初号機	2-4号機		配信サービス	中心周波数
	ブロック IQ	ブロック IIQ	ブロック IIG		
	準天頂軌道 1機	準天頂軌道 2機	静止軌道 1機		
L1C/A	○	○	○	衛星測位サービス	1575.42MHz
L1C	○	○	○	衛星測位サービス	
L1S	○	○	○	サブメータ級測位 補強サービス	
				災害・危機管理通報 サービス	
L1Sb	-	-	○ 2020年頃から 配信予定	SBAS 配信 サービス	
L2C	○	○	○	測位衛星サービス	1227.60MHz
L5	○	○	○	測位衛星サービス	1176.45MHz
L5S	-	○	○	測位技術実証 サービス	
L6	○	○	○	センチメータ級 測位補強サービス	1278.75MHz
Sバンド	-	-	○	衛星安否確認 サービス	2GHz 帯

L6 周波数帯で提供されるセンチメータ級測位補強情報を利用することにより、基準局を必要としない高精度測位、PPP を実現することができる。日本国内をサービス範囲とする CLAS (Centimeter Level Augmentation System) は L6D 信号で配信される。日本国内に設置されている電子基準点網 (GEONET) の GNSS 観測データを用いて誤差を補正する情報が生成されている。CLAS とは別に、MADOCA (Multi-GNSS Advanced Demonstration tool for Orbit and Clock Analysis)[8] と呼ばれる JAXA 開発の衛星精密軌道・クロック推定ソフトウェアによる補正情報が L6E 信号で配信される予定である。MADOCA による補正情報は、JAXA が運営する世界中に設置されている複数 GNSS モニタ局ネットワーク (MGM-net) を活用して生成されており、アジア・オセアニア地域でセンチメータ級測位を実現することを可能にする。MADOCA による補強情報の配信は、試験的に衛星やインターネット経由で行われている。

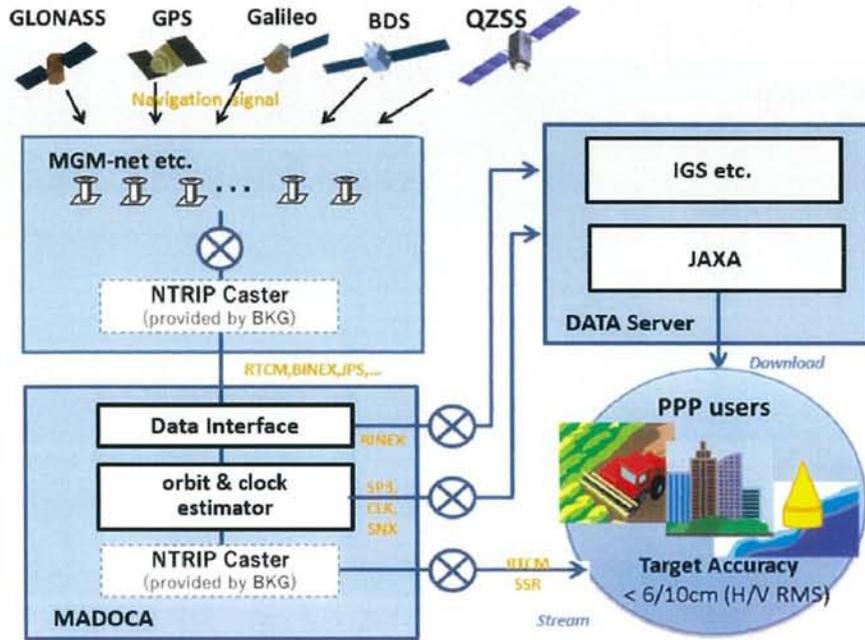


図 2.2 MADOCA の構成 ( 出典 [8] )

## 2.2 観測方程式

GNSS は二種類の測定値を提供する。コード位相測定値は、見かけ上の信号の伝搬時間推定値を提供する。搬送波位相測定値は、受信側によって生成される正弦波信号の位相に対して受信した搬送波位相とどれだけずれているかを提供する。

### 2.2.1 コード位相観測

衛星と受信機の幾何学的距離は、地球固定座標系における衛星座標 $(X_s, Y_s, Z_s)$ と観測点座標 $(x, y, z)$ の関数として以下の式で表される。

$$\rho = \sqrt{(X^s - x)^2 + (Y^s - y)^2 + (Z^s - z)^2} \quad (2-1)$$

一方、観測点の GPS 受信機は、衛星から送信される電波信号が受信機へ到達するまでの伝搬時間に真空中の光速を乗じたものを受信機-衛星間の距離として出力する。測定される伝搬時間には衛星や受信機の時計誤差が含まれており実際の幾何学的距離からはずれているため、受信機で測定される受信機-衛星間の距離は疑似距離と呼ばれる。疑似距離 $P$ は以下の式で表される。

$$P = c(t - t^s) \quad (2-2)$$

ここで $t$ は受信機の時計での受信時刻、 $t^s$ は衛星時計での送信時刻である。 $t$ および $t^s$ はそれぞれ誤差を含んでいるため、これらを共通の時系列である GPS 時刻 $T, T^s$ で表すと(2-2)式は以下の式に変形される。

$$P = c(t - T + T - t^s + T^s - T^s) \quad (2-3)$$

(2-3)式、右辺第一項は電波が伝搬した経路長に等しいので、慣性空間における受信機・衛星間の幾何学的距離 $\rho$ と伝搬過程で受ける電離圏、対流圏の影響 $I, T$ で表される。また第二項、第三項はそれぞれ受信機時計誤差、衛星時計誤差であるので $cdt$ 、 $cdt^s$ と書き換えると(2-3)式は次式になる。

$$P = \rho + cdt - cdt^s + I + T \quad (2-4)$$

受信機の時計誤差 $cdt$ と受信機の位置 $(x, y, z)$ の4つの未知数を求めるためには、最低4衛星が必要となる。

## 2.2.2 搬送波位相観測

搬送波位相は1波長を1サイクル(波数)として表され、搬送波の測距精度は1波長の100分の1であるためコード位相より高い精度で測定される。この測定値は、受信機が生成した搬送波信号の位相と衛星から受信した搬送波信号の位相との測定瞬間時における差であり、測定開始時の位相差と以後受信および生成されるサイクル数の和として測定される。

$$\phi(t) = f(t - t^s) \quad (2-5)$$

ここで、 $t$ は受信機の時計での受信時刻、 $t^s$ は衛星時計での送信時刻、 $f$ は搬送波の周波数である。

衛星と受信機間の距離は、測定された1サイクル未満の部分サイクル $\phi(t)$ と未知の整数サイクルの和で表される。この未知の整数サイクルはアンビギュイティと呼ばれ、トラッキングが外れることなく連続して行われればアンビギュイティの値は変わらず維持される。アンビギュイティの値を $n$ とすれば、搬送波位相は

$$\phi(t) = f(t - t^s) + n \quad (2-6)$$

となる。(2.6)式の両辺に波長 $\lambda$ を乗じ、 $\lambda\phi(t)$ を $\Phi$ と書き直すと、搬送波位相の観測方程式は疑似距離の場合と同様に変形することが出来る。

$$\Phi = c(t - t^s) + \lambda n \quad (2-7)$$

上式において電離圏遅延量の符号が負となっているのは、電離圏の中で群位相と位相速度の変化が正負反対になることに起因している。

またアンビギュイティは衛星ごとに異なるため、観測データ一つにつき未知数が一つ増える。4衛星で観測する場合には、未知数は受信機時計誤差 $cdt$ ・受信機位置 $(x, y, z)$ ・4つのアンビギュイティの8つとなる。

## 2.3 誤差要因

GNSS 観測値には様々な要因によって引き起こされる疑似距離誤差が含まれている。各誤差要因は下図に示すように、大きく分けて、衛星軌道誤差、衛星時計誤差、電離圏遅延、対流圏遅延、マルチパス誤差に分けられる。またそれぞれが与える測距誤差の大きさを下表に示した。これらの誤差要因の性質と誤差を低減する手法を各節で示す。

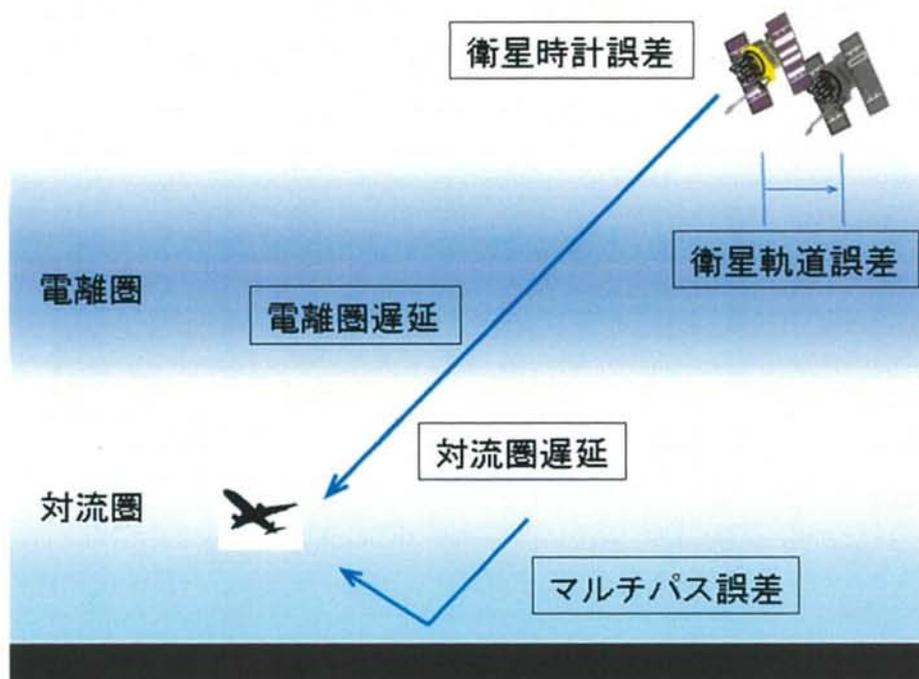


図 2.3 GNSS 測位の誤差要因

表 2 誤差要因の種類と影響の大きさ ( 出典 [9] )

誤差の種類	誤差の大きさ
衛星軌道誤差	~2m (rms)
衛星時計誤差	~2m (rms)
電離圏遅延	2~10m
対流圏遅延	2.3~2.5m
マルチパス	コード : 0.5~1m
	搬送波 : 0.5~1cm
受信機雑音	コード : 0.25~5m (rms)
	搬送波 : 1~2mm (rms)

### 2.3.1 衛星軌道・時計誤差

GPS 衛星を利用した測位の誤差は、衛星と受信機間の距離の誤差と衛星の位置・時計の誤差に分けられる。衛星位置と衛星時計誤差を求めるために、航法メッセージの一部である放送暦が利用される。放送暦はもともと一般ユーザー向け単独測位用の衛星軌道情報であり、現在の精度は衛星位置で数 m、衛星時計誤差で 10nsec 程度の値である。この誤差を低減するためにより高精度な精密暦を利用する。

精密暦とは全世界の観測局網を使って後処理解析により求められた衛星軌道および推定値から構成される。IGS (International GPS System) では提供されるまでの期間や精度によって複数の種類の精密暦を提供している。以下の表 3 にそれぞれの概要を示す。本研究では最も高精度な Final を使い後処理解析を行う。

表 3 IGS 精密暦の概要 ( 出典 [10] )

		Final (最終暦)	Rapid (速報暦)	Ultra-rapid (超速報暦)	
決定/予報値		決定値	決定値	決定値	予想値
遅れ時間		12-18 日間	17-41 時間	3-9 時間	即時
提供頻度		週ごと	日ごと	6 時間ごと	
時間間隔	軌道	15min	15min	15min	
	時計	5min	5min	15min	
精度	軌道	~2.5cm	~2.5cm	~3cm	~5cm
	時計	75ps(RMS)	75ps(RMS)	150ps(RMS)	3ns(RMS)
		20ps(SD)	20ps(SD)	50ps(SD)	1.5ns(SD)

### 2.3.2 電離圏遅延

地球上空、約 50km から約 1000km に広がっている電離層は電離された気体の存在する領域である。GPS 信号が電離圏を通過するとき受ける影響を電離圏遅延と呼ぶ。電離は太陽放射によって引き起こされ、大気中の電子密度は日ごとでも季節や太陽の 11 年周期によっても大きく変化する。

GPS 信号が電離圏を通過するとき屈折により伝搬速度が変化する。電離圏内での信号の伝搬速度はその信号経路における全電子数( TEC : Total Electron Content )に依存している。TEC は電離圏電子密度  $N_e$  を電波伝搬経路に沿って積分した値として次式で表される。

$$TEC = \int N_e dl \quad (2-8)$$

また電離された気体は電波にとって分散性媒質であり、電離圏内で屈折率は電波の周波数に依存する。電離圏遅延量は TEC と周波数の関数として近似でき、L1,L2 の電離圏遅延量  $I_1, I_2$  は次式で表される。

$$I_1 \approx \frac{40.3}{f_1^2} TEC$$

$$I_2 \approx \frac{40.3}{f_2^2} TEC$$
(2-9)

二周波以上の観測値が得られる場合には、これらを線形結合することで電離圏の影響を消去することが可能になる。この線形結合は電離圏フリー線形結合と呼ばれ、精密単独測位でも利用される。詳細については第 3 章に記す。

### 2.3.3 対流圏遅延

GNSS 信号の電波が大気中を通過するときに受ける影響を対流圏遅延と呼ぶ。対流圏遅延は、電波が大気中を通過する際に真空中よりも減速されるために見かけ上の伝搬経路が伸びる効果と、伝搬経路が曲率を持つために実際の経路が直線より長くなる効果に起因している。

対流圏での電波の伝搬は周波数に依存しないため、電離圏の場合のように二周波を使って影響を除去することは出来ない。対流圏遅延は乾燥大気に起因する静水圧遅延量と水蒸気に起因する湿潤遅延量に分けられ、その大きさは天頂方向で静水圧遅延量が 2.1m~2.3m 程度、湿潤遅延量が 5~40cm 程度である。

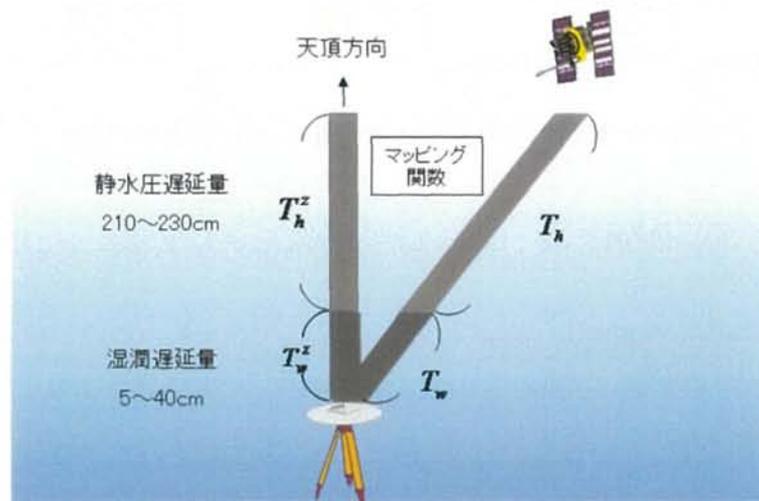


図 2.4 静水圧遅延量と湿潤遅延量

対流圏遅延量 $T$ は天頂方向の遅延量 $T^z$ とマッピング関数と呼ばれる仰角依存関数 $m(el)$ を乗じて表現できる。

$$T = T^z m(el) \tag{2-10}$$

$$= T_h^z m_h(el) + T_w^z m_w(el)$$

ここで $T_h^z$ ,  $m_h(el)$ はそれぞれ天頂方向の静水圧遅延量とマッピング関数、 $T_w^z$ ,  $m_w(el)$ は天頂方向の湿潤遅延量とマッピング関数である。マッピング関数は次式で表せる。

$$m(el) = \frac{1 + \frac{a}{1 + \frac{b}{1+c}}}{\sin(el) + \frac{a}{\sin(el) + \frac{b}{\sin(el) + c}}} \tag{2-11}$$

係数 $a, b, c$ はマッピング関数のパラメータである。マッピング関数には過去多数の研究があるが、現在最も一般的に利用されている NMF マッピング関数を用いる。

次に天頂方向の静水圧遅延量および湿潤遅延量を求めるのに良く使われるザースタモイネンモデルを以下に示す。

$$T_h^z = \frac{0.0022768 p}{1 - 0.00266 \cos 2\varphi - 2.8 \times 10^{-3} h} \tag{2-12}$$

$$T_w^z = 0.0022768 e \times \left( \frac{1255.0}{T} + 0.05 \right)$$

このモデルは地上の気象データからそれぞれの遅延量を推定するもので、ここで各パラメータは以下の通りである。

- $p$  : 受信機位置の気圧 [hPa]
- $h$  : 受信機位置の標高 [m]
- $\varphi$  : 受信機位置の緯度 [degree]
- $T$  : 受信機位置の気温 [K]
- $e$  : 水蒸気分圧 [hPa]

## 第3章 精密単独測位

### 3.1 精密単独測位の概要

精密単独測位とは、1台の受信機によるGPS衛星の搬送波位相観測値を主として使った測位技術である。衛星軌道・時計を既知として固定し複数衛星の測位信号観測値を使って受信機位置と受信機時計誤差を推定する。単独受信機で解析を行う単独測位に対して、基準局を設けて2つの受信機間および衛星間で二重差観測値を生成して解析を行う測位法を相対測位と呼ぶ。精密単独測位では差分計算を行わないため、主要誤差である衛星、受信の時計誤差や電離圏遅延、対流圏遅延に加えて、相対測位では無視することが多い精密な補正事項を考慮する必要がある。以下に精密単独測位の計算手法を示す[9][11]。

#### 3.1.1 計算手法

二周波のGNSS受信機を仮定すると、以下の4つの観測方程式が得られる。

$$P_1^i = \rho^i + c\delta t - c\delta t^i + I_1^i + T^i + p_1 - p^i \quad (3-1)$$

$$P_2^i = \rho^i + c\delta t - c\delta t^i + I_2^i + T^i + p_2 - p^i \quad (3-2)$$

$$\Phi_1^i = \rho^i + c\delta t - c\delta t^i - I_1^i + T^i + \lambda_1(n_1^i + l_1 - l^i) \quad (3-3)$$

$$\Phi_2^i = \rho^i + c\delta t - c\delta t^i - I_2^i + T^i + \lambda_2(n_2^i + l_2 - l^i) \quad (3-4)$$

ここで、

$P_1^i, P_2^i$ : 疑似距離観測値 [m]

$\Phi_1^i, \Phi_2^i$ : 搬送波位相観測値 [m]

$\rho^i$ : 衛星と受信機間の幾何学的距離 [m]

$\delta t$ : 受信機時計誤差 [s]

$\delta t^i$ : 衛星時計誤差 [s]

$I_1^i, I_2^i$ : 電離圏遅延量 [m]

$T^i$ : 対流圏遅延量 [m]

$\lambda_1, \lambda_2$ : 搬送波波長 [m]

$n_1^i, n_2^i$ : 搬送波位相アンビギュイティ [cycle]

$l_1^i, l_2^i$ : 衛星位相項バイアス [cycle]

$l_1, l_2$ : 受信機位相項バイアス [cycle]

$c$ : 光速 [m/s]

上付き  $i$  は衛星  $i$ 、下付き 1, 2 は L1, L2 周波数を表す。

二周波の観測値を線形結合することによって電離圏の影響を消去することができる。この線形結合を電離圏フリー線形結合 (IF: Ionosphere-Free) と呼び、以下に観測方程式を示す。

$$\Phi_{IF}^i = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \Phi_1^i - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \Phi_2^i \quad (3-5)$$

$$= \rho^i + c\delta t - c\delta t^i + T^i + N_{IF}^i$$

ここで

$$N_{IF}^i = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \lambda_1 (n_1^i + l_1 - l_1^i) - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \lambda_2 (n_2^i + l_2 - l_2^i) \quad (3-6)$$

PPP では精密暦を用いることで、衛星の位置  $(X^i, Y^i, Z^i)$  ・衛星時計誤差  $\delta t^i$  を既知の値としてその他の未知パラメータを推定する。拡張カルマンフィルタを使って推定する方法を以下に示す。

$m$  個の衛星で観測できるものと仮定して、推定値パラメータベクトル  $\mathbf{x}$  を以下と置く。

$$\mathbf{x} = (x, y, z, \delta t, T^z, N_{IF}^1, N_{IF}^2, \dots, N_{IF}^m)^T \quad (3-7)$$

求める未知数は四種類に分けられ、 $x, y, z$  は受信アンテナ基準位置(m)、 $T^z$  は対流圏天頂遅延量(m)、 $\delta t$  は受信機時計誤差(m)、 $N_{IF}^i$  は衛星  $i$  の搬送波位相アンビギュイティ(m)である。時刻  $t_k$  の観測値ベクトル  $\mathbf{y}$  は疑似距離観測値および搬送波位相観測値の電離圏フリー線形結合を用いて以下のように表す。

$$\mathbf{y} = (\Phi_{IF}^1, \Phi_{IF}^2, \dots, \Phi_{IF}^m, P_{IF}^1, P_{IF}^2, \dots, P_{IF}^m)^T \quad (3-8)$$

ここで、 $\Phi_{IF}, P_{IF}$  は(3.6)、(3.7)式から与えられ、観測モデルベクトル  $\mathbf{h}_k(\mathbf{x})$  は以下のように書ける。

$$\mathbf{h}_k(\mathbf{x}) = \begin{pmatrix} \rho^1 + c\delta t - c\delta t^1 + T^1 + N_{IF}^1 + l_{IF} - l_{IF}^1 \\ \rho^2 + c\delta t - c\delta t^2 + T^2 + N_{IF}^2 + l_{IF} - l_{IF}^2 \\ \vdots \\ \rho^m + c\delta t - c\delta t^m + T^m + N_{IF}^m + l_{IF} - l_{IF}^m \\ \rho^1 + c\delta t - c\delta t^1 + T^1 + p_{IF} - p_{IF}^1 \\ \rho^2 + c\delta t - c\delta t^2 + T^2 + p_{IF} - p_{IF}^2 \\ \vdots \\ \rho^m + c\delta t - c\delta t^m + T^m + p_{IF} - p_{IF}^m \end{pmatrix} \quad (3-9)$$

偏微分係数行列  $H_k(\mathbf{x})$  は

$$H_k(\mathbf{x}) = \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} = \begin{pmatrix} \frac{x - X^1}{\rho^1} & \frac{y - Y^1}{\rho^1} & \frac{z - Z^1}{\rho^1} & 1 & m(el^1) & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ \frac{x - X^2}{\rho^2} & \frac{y - Y^2}{\rho^2} & \frac{z - Z^2}{\rho^2} & 1 & m(el^2) & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{x - X^m}{\rho^m} & \frac{y - Y^m}{\rho^m} & \frac{z - Z^m}{\rho^m} & 1 & m(el^m) & 0 & 0 & \cdots & 1 \\ \frac{x - X^1}{\rho^1} & \frac{y - Y^2}{\rho^2} & \frac{z - Z^2}{\rho^2} & 1 & m(el^1) & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \frac{x - X^2}{\rho^2} & \frac{y - Y^2}{\rho^2} & \frac{z - Z^2}{\rho^2} & 1 & m(el^2) & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{x - X^m}{\rho^m} & \frac{y - Y^m}{\rho^m} & \frac{z - Z^m}{\rho^m} & 1 & m(el^m) & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{pmatrix} \quad (3-10)$$

となる。ここで、衛星位置  $(X^i, Y^i, Z^i)$  と衛星時計誤差  $\delta t^i$  は精密暦から求める。対流圏遅延量  $T^i$  は(2-10)式で表されるように、天頂遅延量とマッピング関数を用いて求める。

時刻  $t_k$  の拡張カルマンフィルタの観測更新を以下に表す。

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{h}_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-)) \quad (3-11)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-)) \mathbf{P}_k^- \quad (3-12)$$

カルマンゲイン  $\mathbf{K}_k$ 、観測誤差共分散行列  $\mathbf{R}_k$  は以下である。

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T(\hat{\mathbf{x}}_k^-) (\mathbf{H}_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-) \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T(\hat{\mathbf{x}}_k^-) + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (3-13)$$

$$\mathbf{R}_k = \text{diag}(\sigma_{\phi^1}^2, \sigma_{\phi^2}^2, \dots, \sigma_{\phi^m}^2, \sigma_{\rho^1}^2, \sigma_{\rho^2}^2, \dots, \sigma_{\rho^m}^2) \quad (3-14)$$

ここで

$\hat{\mathbf{x}}_k^-$  : 観測更新前パラメータ推定値

$\mathbf{P}_k^-$  : 観測更新前推定値共分散行列

$\hat{\mathbf{x}}_k^+$  : 観測更新後パラメータ推定値

$\mathbf{P}_k^+$  : 観測更新後推定値共分散行列

$K_k$ : カルマンフィルタゲイン

$R_k$ : 観測誤差共分散行列

時刻 $t_k$ から時刻 $t_{k+1}$ への時間更新は以下のように表される。

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_k^+ + \bar{\mathbf{x}}_{k+1} \quad (3-15)$$

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_k^+ \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (3-16)$$

ここで、

$$\mathbf{F}_k = \text{diag}(1, 1, 1, 0, 1, \dots, 1)$$

$$\bar{\mathbf{x}}_{k+1} = (0, 0, 0, c\bar{\delta}, 0, \dots, 0)^T$$

$$\mathbf{Q}_k = \text{diag}(0, 0, 0, \bar{\sigma}_{c\delta}^2, (t_{k+1} - t_k)\sigma_{Tz}^2, 0, \dots, 0)$$

$\mathbf{F}_k$ : 時刻 $t_k$ から時刻 $t_{k+1}$ への状態遷移行列

$\bar{\mathbf{x}}_{k+1}$ : 時刻 $t_{k+1}$ における初期パラメータ推定値

$\mathbf{Q}_k$ : プロセスノイズ共分散行列

$\sigma_{Tz}$ : 対流圏天頂遅延プロセスノイズ標準偏差

以上により観測更新と時間更新を交互に行い推定値を求める。

## 3.2 対流圏遅延

### 3.2.1 航空機向けの対流圏遅延量推定アルゴリズム

対流圏遅延量は受信機の高度に依存して変化するため、航空機の高度変化に伴い大きく変動すると考えられる[12]。本研究では JAXA 衛星測位システム技術ユニットが開発した PPP 測位解析ソフトウェア MALIB (MADCOCA PPP-Library)[13]を用いるが、同ソフトでは対流圏パラメータの推定が地上用となっていたため、航空機向けに改修を加える。

地上用では、カルマンフィルタの時間更新は

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \hat{\mathbf{x}}_k^+ \quad (3-17)$$

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \mathbf{P}_k^+ + \mathbf{Q}_k \quad (3-18)$$

で表されるように共分散行列が更新されていたが、高度変化に応じて推定を行うために、パラメータの時間更新の際に対流圏遅延モデルにより補正する。

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \hat{\mathbf{x}}_k^+ + (T_{k+1,model}^z - T_{k,model}^z) \quad (3-19)$$

ここで、 $T_{k,model}^z, T_{k+1,model}^z$  は対流圏遅延モデルから計算される時刻  $t_k, t_{k+1}$  における天頂方向の遅延量である。単独測位で得られた時刻  $t_k, t_{k+1}$  における受信機位置  $(x, y, z)$  を ENU 座標系  $(\lambda, \varphi, h)$  に変換し、式(2.12)のザースタモイネンモデルに代入して求める。この際に、観測開始地点の気温、気圧、相対湿度も代入する。

こうして計算された天頂方向の遅延量の時間差分を補正量  $T_{k+1,model}^z - T_{k,model}^z$  とし図 3.1 に示す。高度変化が大きいときにモデルによる補正量が大きくなるように設計されている。

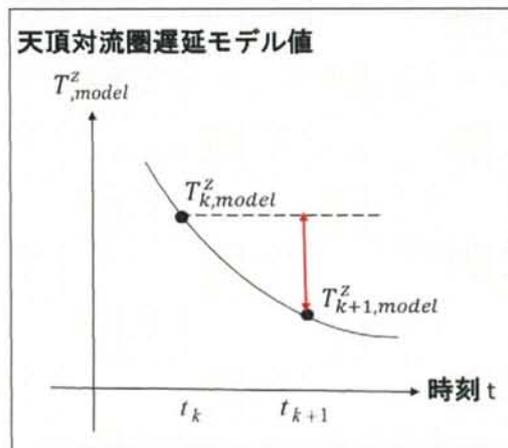


図 3.1 対流圏遅延モデルによる推定値の補正

### 3.2.2 対流圏 DOP

GNSS によるパラメータの推定精度は計算に利用する衛星の数や配置によって大きく変化する。DOP (Dilution Of Precision) は GNSS パラメータの推定精度の劣化の度合いを表す指標であり、DOP の値が小さいほど精度が高いことを意味する。DOP は一般に受信機位置や時計誤差に対して利用されるが、これを応用した対流圏 DOP (TRDOP: TRopospheric delay Dilution Of Precision) を新たに提案する。対流圏 DOP は衛星配置が対流圏遅延量の測定精度に与える影響を理論的に示す指標である。この値を参考にすることで測位計算に利用する衛星を効率的に選択することができ、測位精度の向上を可能にすると考えられる。以下に対流圏 DOP の導出方法を示す。

$m$  個の衛星のコード位相を観測できると仮定して観測値  $\mathbf{y}$ 、未知数  $\mathbf{x}$  を次のようにおく。

$$\mathbf{x} = (x, y, z, \delta t, T^z)^T \quad (3-20)$$

$$\mathbf{y} = (P_{IF}^1, P_{IF}^2, \dots, P_{IF}^m)^T \quad (3-21)$$

偏微分係数行列  $\mathbf{H}$  を以下のように与える。

$$\mathbf{H}_k(\mathbf{x}) = \begin{pmatrix} \frac{x-X^1}{\rho^1} & \frac{y-Y^1}{\rho^1} & \frac{z-Z^1}{\rho^1} & 1 & m(el^1) \\ \frac{x-X^2}{\rho^2} & \frac{y-Y^2}{\rho^2} & \frac{z-Z^2}{\rho^2} & 1 & m(el^2) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x-X^m}{\rho^m} & \frac{y-Y^m}{\rho^m} & \frac{z-Z^m}{\rho^m} & 1 & m(el^m) \end{pmatrix} \quad (3-22)$$

受信機で受信した衛星の測位信号の観測値に含まれる対流圏遅延量は、(2-10)式で表されるように、天頂方向の遅延量にマッピング関数を乗じて計算される。マッピング関数  $m(el^i)$  は(2-11)式より衛星の仰角から計算し、 $\mathbf{H}$  行列に代入できる。

観測値から計算値を差し引いた観測残差は  $\mathbf{x}$ 、 $\mathbf{y}$ 、 $\mathbf{H}$  を使って以下のように表される。

$$\delta \mathbf{y} = \mathbf{H} \delta \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (3-23)$$

$\boldsymbol{\varepsilon}$  は観測誤差ベクトルである。

(3-23)式に対し重み付き最小二乗法を適用するとき、最小にすべきコストは以下である。

$$J = (\delta y - H \delta x)^T C^{-1} (\delta y - H \delta x) \quad (3-24)$$

ここで  $C$  は観測誤差行列である。

$$C = E[\varepsilon \varepsilon^T] = \begin{pmatrix} \sigma_1^2 & & & 0 \\ & \sigma_2^2 & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & \sigma_m^2 \end{pmatrix} \quad (3-25)$$

対角成分の観測誤差  $\sigma_i$  は

$$\sigma_i = \sqrt{(\sigma_{noise}^i)^2 + (\sigma_{multipath}^i)^2} \quad (3-26)$$

ここで全観測値に対して  $\sigma_{noise}^i$  を 0.15 [m] とした。また  $\sigma_{multipath}^i$  は観測した衛星の仰角  $\theta$  [deg] を用いて次式のように表す[14]。

$$\sigma_{multipath}^i = 0.13 + 0.53e^{-\frac{\theta}{10[\text{deg}]}} \quad (3-27)$$

推定誤差共分散行列  $G$  を  $H$  ,  $C$  を用いて以下のように表す。

$$G = (H^T C^{-1} H)^{-1} \quad (3-28)$$

衛星配置による影響、DOP を(3-28)式より求めた  $G$  行列の対角成分で表す。受信機位置や時計誤差に対する影響、GDOP, PDOP, TDOP に加えて、対流圏遅延量に対する影響 TRDOP を以下のように定義した。

$$GDOP = \sqrt{G_{11} + G_{22} + G_{33} + G_{44}} \quad \text{G: Geometrical}$$

$$PDOP = \sqrt{G_{11} + G_{22} + G_{33}} \quad \text{P: Position}$$

$$TDOP = \sqrt{G_{44}} \quad \text{T: Time}$$

$$TRDOP = \sqrt{G_{55}} \quad \text{TR: Troposphere}$$

### 3.3 搬送波位相整数値バイアス決定法

PPP で用いる搬送波位相データは不確定なバイアス（搬送波位相アンビギュイティ）を含んでいる。PPP ではアンビギュイティを整数化することが困難なため、実数として推定する手法が一般的である。しかし近年、PPP-AR（Ambiguity Resolution）と呼ばれる整数アンビギュイティを解く手法が研究されている。PPP-AR には世界中の基準局ネットワークを用いて推定される衛星ハードウェア位相バイアスが使われる。位相バイアスの推定手法を説明する。現在、複数の PPP-AR の方式が検討されているなかでも代表的な FCB (FCB : Fractional Cycle Bias) 方式と IRC (IRC : Integer Recovery Clock)方式について述べる。

表 4 搬送波位相整数値バイアス決定のための補強情報の比較（出典 [15]）

(提供機関)	FCB 方式 (MADCOA)	IRC 方式 (CNES)
補強情報	$dt_{IF}$ - コード時計 [s] $a_{L1}$ - L1 位相バイアス[cycle] $a_{L2}$ - L2 位相バイアス[cycle] $a_{L5}$ - L5 位相バイアス[cycle]	$\delta t_{IF}$ - 位相時計 [s] $a_{WL}$ - ワイドレーン位相バイアス [cycle]
頻度	$dt_{IF}$ - 30 [s] $a_{Li}$ - 5 [min] ( $i = 1, 2, 5$ )	$\delta t_{IF}$ - 30 [s] $a_{WL}$ - 1 [day]

#### 3.3.1 搬送波位相バイアスの推定

##### (1) FCB 方式

- 衛星間一重差ワイドレーンバイアスの推定

(3-1)~(3.4)式を用いて Melbourne-Wübbena 結合する。

$$\begin{aligned}
 \Phi_{MW}^i &= \frac{f_1}{f_1 - f_2} \Phi_1^i - \frac{f_2}{f_1 - f_2} \Phi_2^i - \left( \frac{f_1}{f_1 - f_2} P_1^i + \frac{f_2}{f_1 - f_2} P_2^i \right) \\
 &= \frac{c}{f_1 - f_2} \{ (n_1^i - n_2^i) - (l_1^i - l_2^i) \} - \frac{f_1(p_1 - p_1^i) + f_2(p_2 - p_2^i)}{f_1 + f_2}
 \end{aligned} \tag{3-29}$$

衛星間で一重差を取ると、受信機バイアス  $l_1, l_2, p_1, p_2$  が消去される。さらに衛星間コードバイアスを補正することで、衛星一重差 Melbourne-Wübbena 結合は実数ワイドレーンバイアスのみで表せる。

$$\Phi_{MW}^{i,j} = \Phi_{MW}^i - \Phi_{MW}^j = \lambda_{WL} (n_{WL}^{i,j} - l_{WL}^{i,j}) \tag{3-30}$$

ここで上付き  $i, j$  は衛星  $i$  と衛星  $j$  間の一重差を表す。またワイドレーンの波長  $\lambda_{WL}$ 、アンビギ

イティ  $n_{WL}^{i,j}$ 、衛星位相バイアス  $l_{WL}^{i,j}$  は以下である。

$$\lambda_{WL} = \frac{c}{f_1 - f_2}, \quad n_{WL}^{i,j} = n_1^{i,j} - n_2^{i,j}, \quad l_{WL}^{i,j} = l_1^{i,j} - l_2^{i,j} \quad (3-31)$$

実数ワイドレーンアンビギイティを次式でエポックごとに計算する。

$$b_{WL}^{i,j} = \frac{\Phi_{MW}^{i,j}}{\lambda_{WL}} \quad (3-32)$$

全エポックの平均値を実数ワイドレーンアンビギイティの推定値として以下のように表す。

$$\hat{b}_{WL}^{i,j} = \langle b_{WL,k}^{i,j} \rangle \quad (3-33)$$

ここで  $b_{WL,k}^{i,j}$  はエポック  $k$  の実数ワイドレーンアンビギイティを表す。次に  $\hat{b}_{WL}^{i,j}$  の小数部分の平均を、ワイドレーンバイアスとして計算する。

$$\hat{l}_{WL}^{i,j} = \langle \text{frac}(\hat{b}_{WL}^{i,j}) \rangle \quad (3-34)$$

$\hat{b}_{WL}^{i,j}$  を四捨五入により最も近い整数値に変換する。

$$\hat{n}_{WL}^{i,j} = \text{round}(\hat{b}_{WL}^{i,j}) \quad (3-35)$$

$\hat{n}_{WL}^{i,j}$  をフィックス解とするかどうかを以下の確率  $P_o$  で決定する。

$$P_o = 1 - \sum_{i=1}^{\infty} \left[ \text{ecdf} \left( \frac{i - |b - n|}{\sqrt{2}\sigma} \right) - \text{ecdf} \left( \frac{i + |b - n|}{\sqrt{2}\sigma} \right) \right] \quad (3-36)$$

ここで

$$\text{ecdf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_x^{\infty} e^{-t^2} dt. \quad (3-37)$$

- 衛星間一重差ナローレーンバイアスの推定

推定した実数ワイドレーンアンビギュイティを用いてナローレーンバイアスを推定する。電離圏フリー観測結合のアンビギュイティ項  $N_{IF}^i$  を次のように定義する。

$$N_{IF}^i = \lambda_1 b_{IF}^i \quad (3-38)$$

$b_{IF}^i$  は電離圏フリー結合された実数アンビギュイティである。(3-6)式の左辺を  $\lambda_1$  で括り、ワイドレーンとナローレーンアンビギュイティで表すように次のように変形する。

$$N_{IF}^i = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \lambda_1 b_1^i - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \lambda_2 b_2^i \quad (3-39)$$

$$= \lambda_1 \left( \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} b_1^i - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} b_2^i \right) = \lambda_1 \left( \frac{f_1}{f_1 + f_2} b_{NL}^i + \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} b_{WL}^i \right)$$

ここで  $b_1^i = n_1^i + l_1 - l_1^i$  ,  $b_2^i = n_2^i + l_2 - l_2^i$

とすると、(3-38)式と(3-39)式より  $b_{IF}^i$  は

$$b_{IF}^i = \frac{f_1}{f_1 + f_2} b_{NL}^i + \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} b_{WL}^i \quad (3-40)$$

と表すことができる。

3.1.1 項の PPP 計算手法と同様に電離圏フリーのアンビギュイティを実数として推定し、求めた実数アンビギュイティを  $\hat{b}_{IF}^i$  とする。衛星  $i$  と衛星  $j$  間の一重差  $\hat{b}_{IF}^{i,j}$  と、式(3-35)で推定した整数ワイドレーンアンビギュイティ  $\hat{n}_{WL}^{i,j}$  を使って(3-40)式より一重差の実数ナローレーンアンビギュイティが次のように表される。

$$\hat{b}_{NL}^{i,j} = \frac{f_1 + f_2}{f_1} \hat{b}_{IF}^{i,j} - \frac{f_2}{f_1 + f_2} \hat{n}_{WL}^{i,j} \quad (3-41)$$

衛星間のナローレーンアンビギュイティの小数部分はワイドレーンと比べて安定しないため短時間のデータで平均値を取り、実数ナローレーンアンビギュイティの推定値とする。

$$\hat{b}_{NL}^{i,j} = \left\langle \hat{b}_{NL,k}^{i,j} \right\rangle \quad (3-42)$$

実数ナローレーンアンビギュイティ推定値  $\hat{b}_{NL}^{i,j}$  の小数部分の平均を、ナローレーンバイアスとして計算する。

$$\hat{l}_{NL}^{i,j} = \left\langle \text{frac}(\hat{b}_{NL}^{i,j}) \right\rangle \quad (3-43)$$

$\hat{b}_{NL}^{i,j}$  を四捨五入により最も近い整数値に変換する。

$$\hat{n}_{NL}^{i,j} = \text{round}(\hat{b}_{NL}^{i,j}) \quad (3-44)$$

$\hat{n}_{NL}^{i,j}$  をフィックス解とするかどうかは、ワイドレーンの場合と同様に(3-36)式の確率  $P_o$  で決定する。

## (2) IRC 方式

- 衛星間一重差ワイドレーンバイアスの推定

FCB 方式の場合と同様に Melbourne-Wübbena 結合を行い以下のように表す。

$$\Phi_{MW}^i = \lambda_{WL} (n_{WL}^i - l_{WL} + l_{WL}^i) \quad (3-45)$$

観測環境の良い受信局では衛星位相バイアス  $l_{WL}^i$ 、受信機位相バイアス  $l_{WL}$  は時間変化がゆっくりであるため、全てのエポックの平均をとり、式を変形することができる。

$$\left\langle \frac{\Phi_{MW}^i}{\lambda_{WL}} \right\rangle = n_{WL}^i - l_{WL} + l_{WL}^i \quad (3-46)$$

整数アンビギュイティ  $n_{WL}^i$  と小数部分  $-l_{WL} + l_{WL}^i$  は FCB 方式の場合と同様に容易に分離することができる。推定した整数アンビギュイティを  $\hat{n}_{WL}^i$  とする。次に小数部分に含まれる  $l_{WL}$  と  $l_{WL}^i$  を切り分けるために以下のようにおく。

$$R_i^j = l_{WL} - l_{WL}^i \quad (3-47)$$

バイアスが安定している基準受信局  $r_0$  を選び、受信機位相バイアス  $l_{WL,r_0} = 0$  として衛星位相バイアス  $l_{WL,r_0}^i$  を推定する。

- 整数位相時計の推定

電離圏フリー観測方程式を先に推定した整数ワイドレーンアンビギュイティ  $\hat{n}_{WL}^i$  を使い補正する。

式(3.5)の両辺に  $\frac{cf_2}{f_1^2 - f_2^2} \hat{n}_{WL}^i$  を加えて次のように変形する。

$$\tilde{\Phi}_{IF}^i = \Phi_{IF}^i + \frac{cf_2}{f_1^2 - f_2^2} \hat{n}_{WL}^i = \rho_{IF}^i + cdt_{IF} - cdt_{IF}^i + T^i + \lambda_{NL} n_1^i \quad (3-48)$$

$n_1^i$  は L1 整数アンビギュイティ、 $\lambda_{NL}$  はナローレーンの波長であり以下で定義される。

$$\lambda_{NL} = \frac{c}{f_1 + f_2}$$

次に 3.1.1 項の PPP 計算手法により受信機位置、天頂対流圏遅延量が推定される。これらを既知の値として(3-48)式を次のように整理する。

$$\tilde{\Phi}_{IF}^i - \rho_{IF}^i - T^i = cdt_{IF} - cdt_{IF}^i + \lambda_{NL} n_1^i \quad (3-49)$$

基準受信局  $r_0$  を選び受信機時計誤差  $cdt_{IF,r_0} = 0$ 、L1 整数アンビギュイティ  $n_{1,r_0}^i = 0$  として衛星時

計誤差  $cdt_{IF}^i$  を推定する。推定した衛星時計誤差は別の受信局  $r_1$  と衛星  $i$  の観測値においても共通であるから既知の値と出来る。

$$n_{1,r_1}^i + \frac{cdt_{r_1}^i}{\lambda_{NL}} = \frac{1}{\lambda_{NL}} \left( \tilde{\Phi}_{IF,r_1}^i - \rho_{IF,r_1}^i - T^i + cdt_{IF}^i \right) \quad (3-50)$$

受信局  $r_1$  と観測可能な  $m$  衛星に関する  $n_1^i (i = 1, \dots, m)$  を計算し、それらを平均化すると

$$n_{1,r_1}^i = \left\langle \frac{\left( \tilde{\Phi}_{IF,r_1}^i - \rho_{IF,r_1}^i - cdt_{IF,r_1}^i + cdt_{IF}^i \right)}{\lambda_{NL}} \right\rangle \quad (3-51)$$

と推定でき、推定された  $n_{1,r_1}^i$  はその後、最も近い整数  $\hat{n}_{1,r_1}^i$  に変換される。さらに次のエポックの衛

星時計誤差  $cdt_{IF}^i$  が  $\hat{n}_{1,r_1}^i$  を使って計算できる。

以上の過程が繰り返され衛星時計誤差が推定される。衛星時計誤差は衛星ナローレーンバイアスを含むことから位相時計と呼ばれており、IRC 方式ではアンビギュイティを整数化するためにワイドレーンバイアスと位相時計が提供されている。

### 3.3.2 整数アンビギュイティの決定手法

3.3.1 項に示した FCB および IRC 方式の衛星位相バイアスの補強情報を利用して、PPP 解析過程で整数アンビギュイティを決定する方法を述べる。本研究で PPP 測位解析に用いる MALIB における PPP-AR 法のアルゴリズムを以下に示す。

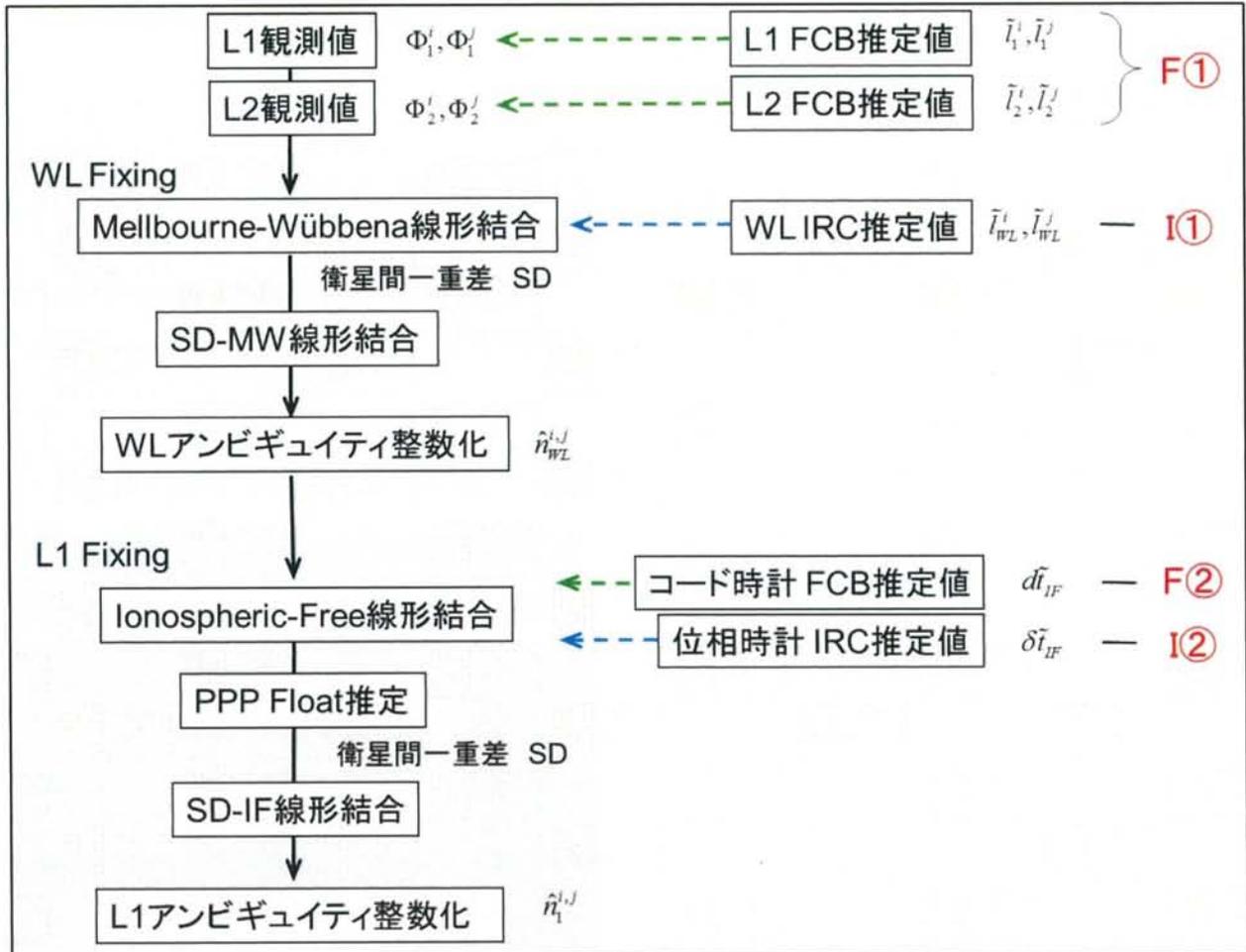


図 3.2 PPP 測位解析ソフト MALIB における PPP-AR 法のアルゴリズム

FCB, IRC どちらの方式で得られた補強情報を使う場合にも、アンビギュイティ整数化の流れに大きな違いはない。どちらの場合でも、はじめに観測値を位相バイアスで補正し、ワイドレーンアンビギュイティを整数化し、次に求めた整数ワイドレーンアンビギュイティを用いて L1 アンビギュイティを整数化するという手法である。相違点は、補正する値の形式である。

## (1) FCB プロダクト

衛星位相バイアスや衛星時計など FCB 方式で推定された補強情報を FCB プロダクトと呼ぶこととする。FCB プロダクトを用いた整数アンビギュイティ決定は、図 3.2 の F①および F②に示す流れで行われる。3.3.1 項で推定されたワイドレーンおよびナローレーンバイアスを L1,L2 バイアスに分解しそれぞれの観測値の補正に使われる。L1 アンビギュイティ整数化の過程では、MADOCA 推定の衛星コード時計を使って衛星時計誤差を補正する。

## (2) IRC プロダクト

衛星位相バイアスや衛星時計など IRC 方式で推定された補強情報を IRC プロダクトと呼ぶこととする。IRC プロダクトを用いた整数アンビギュイティ決定は、図 3.2 の I①および I②に示す流れで行われる。3.3.1 項で推定されたワイドレーンバイアスが Mellbourne-Wübbena 観測値の補正に使われる。L1 アンビギュイティ整数化の過程では位相時計を使って衛星時計誤差を補正する。

## 第4章 地上静止点の位置推定

### 4.1 実験概要

JAXA が推進する FQUROH プロジェクト[16]の一環で 2015 年 9 月 29 日、石川県で行われた地上静止点データを用いて、搬送波位相整数値バイアスの決定に使われる衛星位相バイアス補正值の精度検証を行う。GNSS 測位解析には、JAXA 衛星測位システム技術ユニットが開発した PPP 測位解析ソフトウェア MALIB (MADDOCA PPP-Library) を利用した。衛星位相バイアス補正值には MADDOCA 提供の FCB 方式の補正データを使うが、妥当な精度であるか検証するために比較として CNES 提供の IRC 方式の補正データを用いた解析も行う。

また補正データを使った PPP-AR の測位精度を評価するために、国土地理院から高精度な座標が提供される電子基準点データを用いた。本実験の観測点に最も近い輪島電子基準点を基準局として相対測位を行い、求めた観測点座標を真値とした。

### 4.2 実験結果

#### 4.2.1 WL および L1 バイアスの比較

MADDOCA 提供の FCB 方式で推定された衛星ワイドレーンバイアスと CNES 提供の IRC 方式で推定されたバイアスを比較する。表 4 に示したように各衛星のワイドレーンバイアスは FCB 方式で 5 分毎、IRC 方式で 1 日毎に提供されている。GPS 時刻で 2015 年 9 月 29 日 0 時から同 30 日 0 時までの FCB、IRC 両プロダクトから PRN3 衛星に対する PRN1 衛星の相対ワイドレーンバイアスを計算し、図 4.1 に示した。緑線は FCB プロダクトを使った計算値、青線は IRC プロダクトを使った計算値を表す。

PRN1 衛星は観測全体を通して比較的高仰角を維持しているため、衛星間一重差分処理における基準衛星として整数アンビギュイティの決定を行う。FCB、IRC プロダクトを用いてそれぞれ PPP-AR 解析を行い、2 つのケースで決定された相対 L1 整数アンビギュイティにどれほど差があるかを確認する。図 4.2 に PRN1 衛星に対する PRN3 衛星の相対 L1 整数アンビギュイティの差を示した。同様にして、PRN1 衛星—PRN11 衛星、PRN1 衛星—PRN17 衛星の組み合わせでも、FCB と IRC での相対 L1 整数アンビギュイティの差を計算し、それぞれ図 4.3 と図 4.4 に表した。

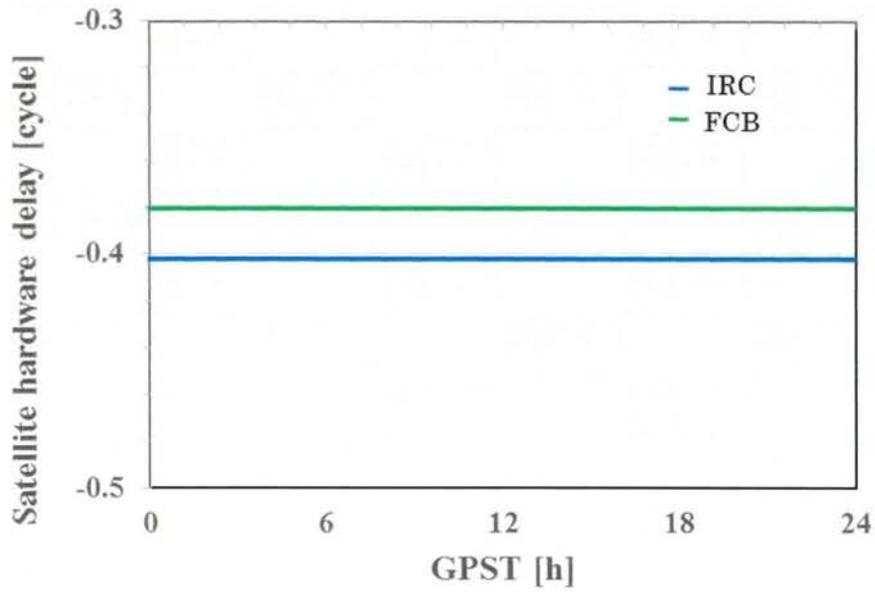


図 4.1 PRN1 衛星に対する PRN3 衛星の相対ワイドレーンバイアス

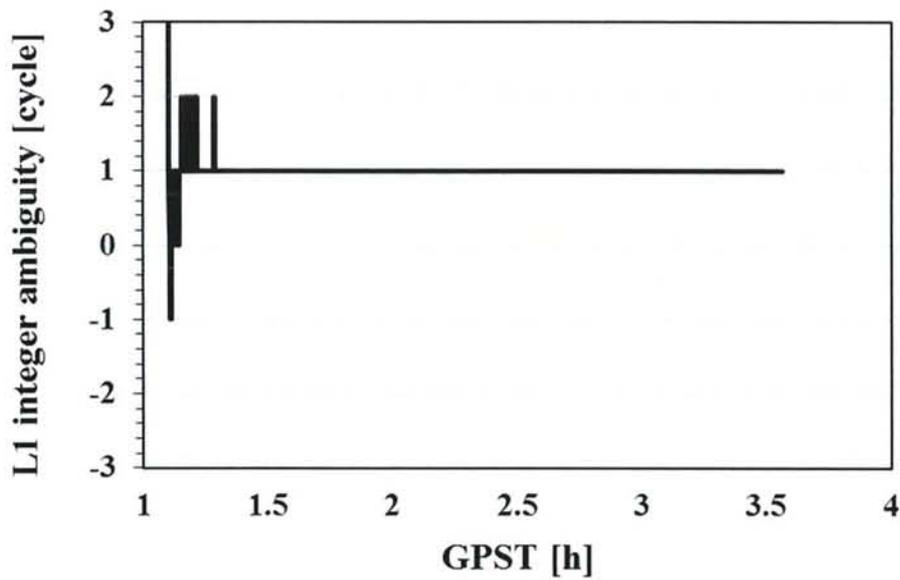


図 4.2 PRN1 衛星に対する PRN3 衛星の相対 L1 整数アンビギュイティの  
プロダクト間の差 (FCB-IRC)

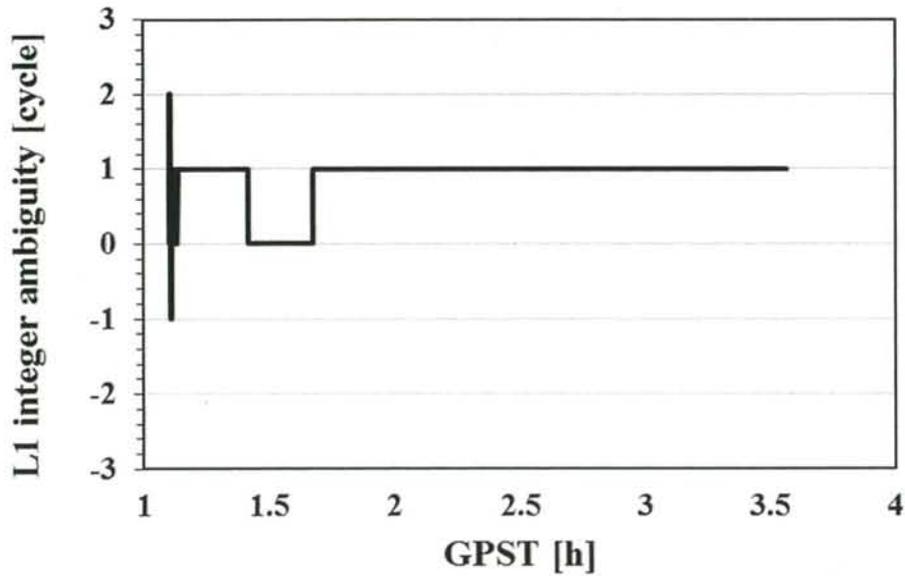


図 4.3 PRN1 衛星に対する PRN11 衛星の相対 L1 整数アンビギュイティのプロダクト間の差 (FCB-IRC)

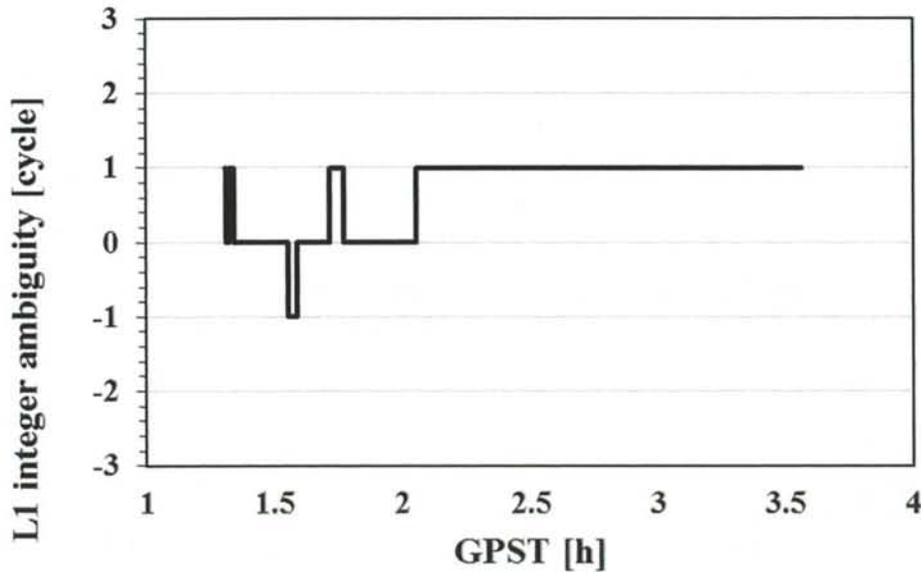


図 4.4 PRN1 衛星に対する PRN17 衛星の相対 L1 整数アンビギュイティのプロダクト間の差 (FCB-IRC)

図 4.1 に示した PRN1 衛星に対する PRN3 衛星の相対ワイドレーンバイアスの計算結果によると、FCB の値は IRC の値に 0.02 サイクルのずれがあることがわかった。ワイドレーンアンビギュイティを整数化するうえで、0.02 サイクルの差は十分小さくミスフィックスを引き起こすような大きな影響はないと考えられる。実際に静止点データの測位過程で整数化された PRN1 衛星と PRN3 衛星間の相対ワイドレーンアンビギュイティは、FCB の値を使った場合と IRC の値を使

った場合で観測中常に一致していた。

ワイドレーンアンビギュイティが安定して整数化されたのに対して、L1 整数アンビギュイティは FCB の値を使った場合と IRC の値を使った場合でずれがあることが確認された。図 4.2 は測位過程で整数化された PRN1 衛星と PRN3 衛星間の相対 L1 アンビギュイティの FCB と IRC のケースでの差である。観測終盤に至っても 1 サイクル分ずれており、図 4.3 および図 4.4 を見てわかるように、この傾向は他の衛星間でも見受けられた。1 サイクル分のずれが測位結果に影響を与えると考えられる。

#### 4.2.2 測位精度の比較

IRC プロダクトを用いた PPP-AR 解析の結果と FCB プロダクトを用いた PPP-AR 解析の結果を比較する。図 4.5 に IRC プロダクトを用いた PPP-AR の測位誤差を示し、図 4.6 に FCB プロダクトを用いた PPP-AR の測位誤差を示した。赤線が南北、緑線が東西、青線が上下方向の測位誤差を表し、それぞれ淡色は FLOAT 解、濃色は FIX 解を意味している。

ここで FLOAT 解は整数アンビギュイティを決定せず実数として推定して得られた測位解、FIX 解は整数アンビギュイティを決定し得られた測位解とする。

次に観測データ全体のうちの FIX 解の割合を表す FIX 率と、FIX 解の精度を表 4 に示した。ここで測位精度は真の位置に対する PPP-AR 解の RMS を計算した値で表した。

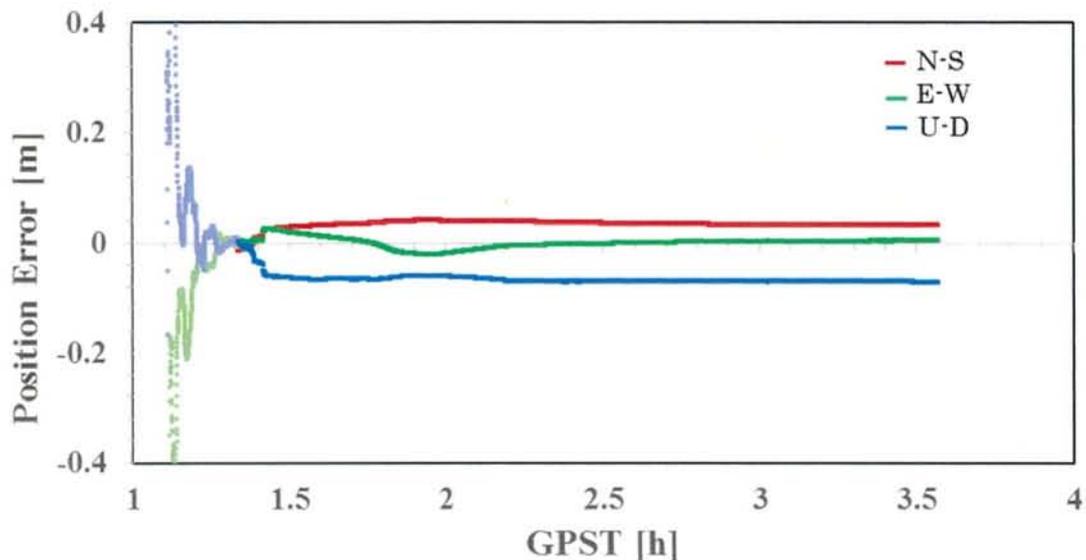


図 4.5 IRC 方式で推定されたバイアス利用の PPP-AR 測位誤差

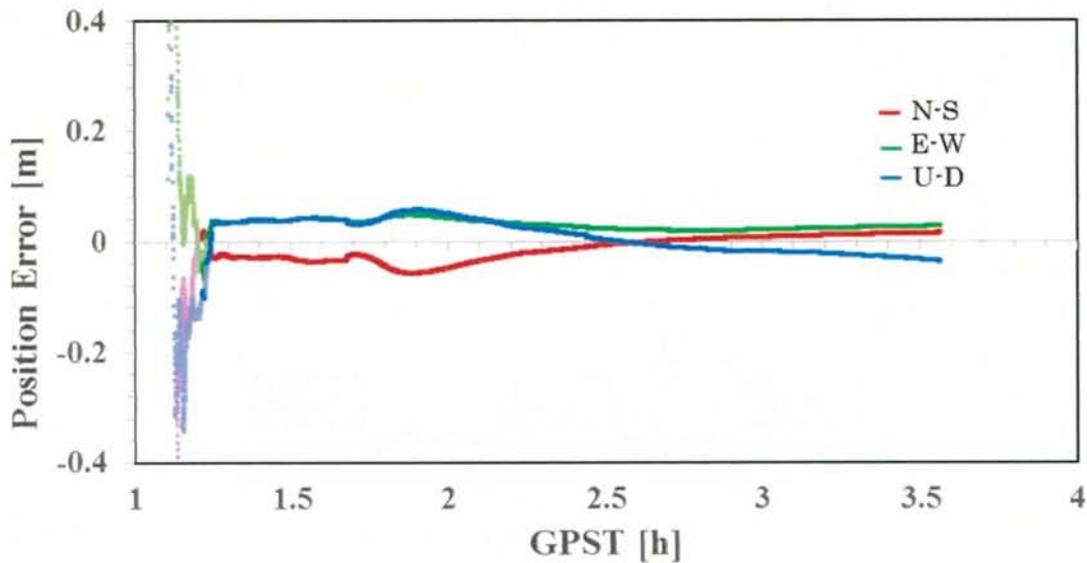


図 4.6 FCB 方式で推定されたバイアス利用の PPP-AR 測位誤差

表 4 : FIX 率と FIX 解測位精度 (RMS)

	FIX 率	測位精度[cm]		
		E-W	N-S	U-D
IRC	90.7	0.93	3.47	6.67
FCB	95.2	2.58	3.14	3.14

FIX 率は IRC のケースで 90.7%、FCB のケースで 95.2%であったことが表 4 よりわかる。また FIX 解精度はともに全成分でセンチメートル台であり、どちらのプロダクトを使っても十分な FIX 率と測位精度が得られたと言える。しかし高度成分の測位解においてやや IRC のケースで精度が悪くなっていることが、図 4.5 や表 4 の高度成分の結果から読み取れる。この要因に相対 L1 整数アンビギュイティが FCB と IRC の 2 つのケース間で 1 サイクルずれていることが影響しているのではないかと推察する。

#### 4.2.3 観測残差の比較

IRC プロダクトを用いた PPP-AR 解析の観測残差と FCB プロダクトを用いた PPP-AR 解析の観測残差を比較する。エポック毎に残差の二乗和を計算し、図 4.7 に示した。青線は IRC プロダクト、緑線は FCB プロダクトを用いた PPP-AR 解析の残差二乗和を表す。また全エポックの残差二乗和の RMS を計算し、表 5 に示した。

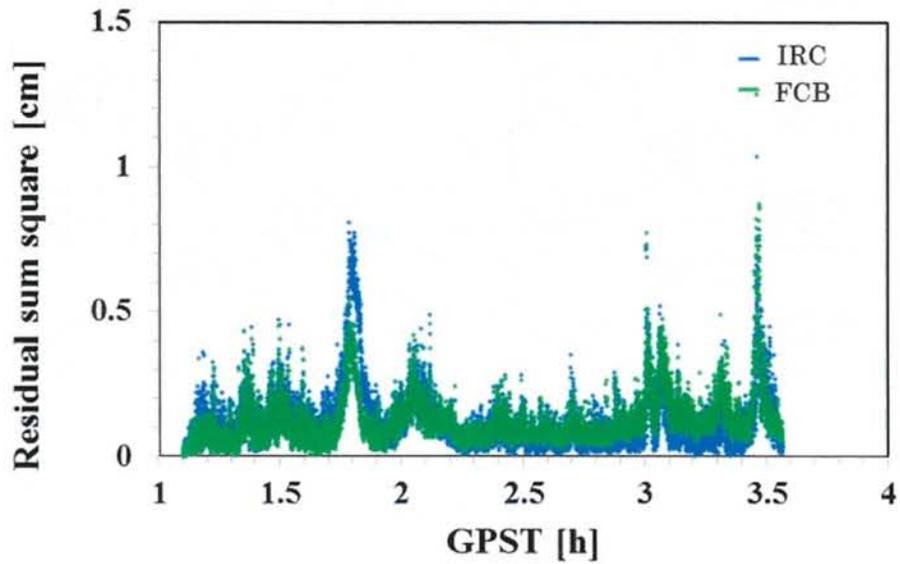


図 4.7 IRC/FCB プロダクトを用いた PPP-AR 解析の観測残差二乗和

表 5 IRC/FCB プロダクトを用いた PPP-AR 解析の観測残差二乗和の RMS

	残差二乗和 [cm]
IRC	0.167
FCB	0.151

図 4.7 から IRC と FCB の 2 ケースの間に観測残差の大きな差は見られない。表 5 に示した観測全体の残差二乗和の RMS で比較すると FCB の方がわずかに残差は小さかった。

## 第5章 飛行実験データの解析による精密単独測位精度の評価

### 5.1 実験概要

JAXA が推進する FQUROH プロジェクトの一環で 2015 年 9 月 29 日、石川県で行われた飛行実験データを用いて PPP-AR 法による航空機測位精度を評価する。航空機の GNSS 測位解析には MALIB を航空機向けに改修したものをを用いた。衛星位相バイアス補正值には MADOCA 提供の FCB 方式の補正データを使う。航空機の水平面に関する飛行経路および高度方向の軌跡を図 5.1、図 5.2 に示す。飛行高度は対地高度で最大 715m 程度であった。地上に設置した基準局受信機と航空機搭載の受信機との距離は最大で約 16.6km であった。地上基準局との距離が比較的短く基線解析による測位結果が十分信頼出来ると考え、本実験では GNSS 後処理ソフトウェア Waypoint による相対測位解を PPP 測位精度評価の基準に用いる。また図 5.3 には航空機から見える衛星数、図 5.4 には地上から見える衛星数の推移をそれぞれ示した。測位には GPS 衛星と GLONASS 衛星を利用する。

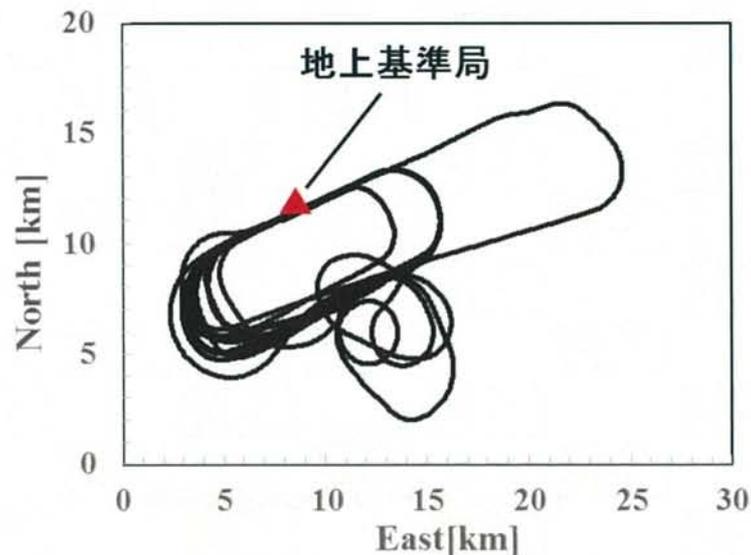


図 5.1 航空機の水平面に関する経路

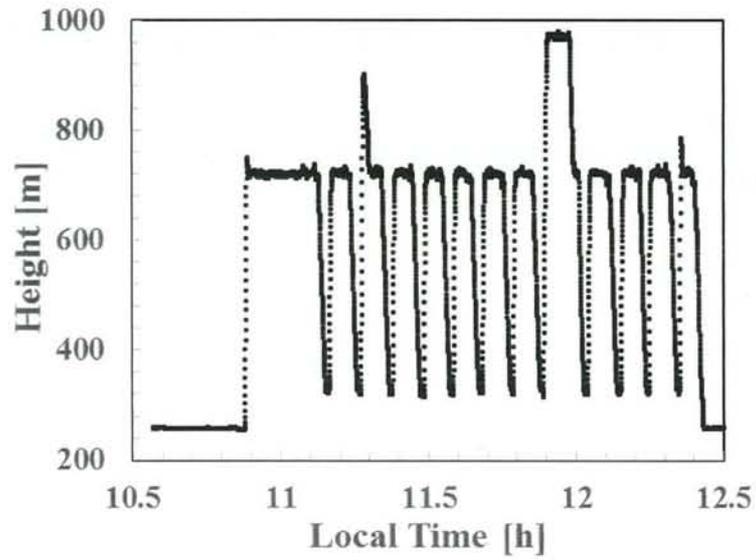


図 5.2 航空機の高度方向の経路

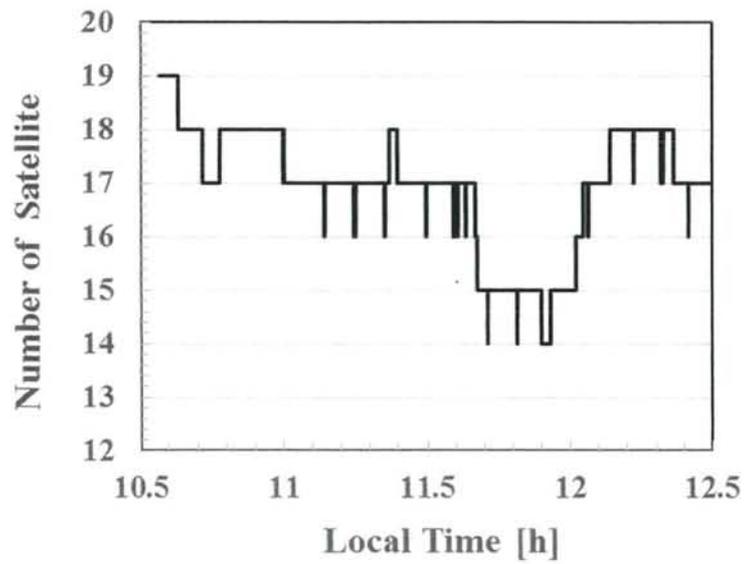


図 5.3 機上における可視衛星数

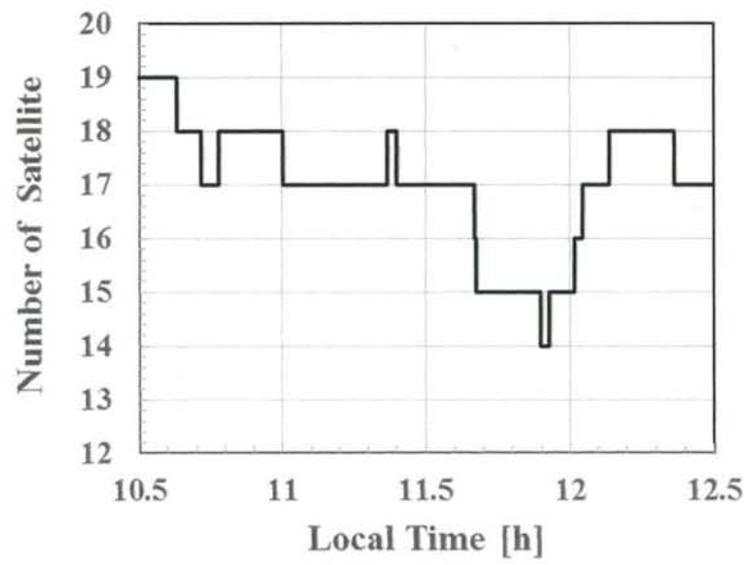


図 5.4 地上局における可視衛星数

## 5.2 実験結果

### 5.2.1 対流圏遅延量の推定アルゴリズム改良による効果

飛行実験データの測位解析を行うために、解析ソフトウェアを航空機向けに改修した。図 5.5 に改修前の解析ソフトウェアによる天頂対流圏遅延量の推定結果、図 5.6 に航空機向けに対流圏パラメータの推定方法を改修した解析ソフトウェアによる天頂対流圏遅延量の推定結果をそれぞれ時系列で示した。さらに従来ソフトによる PPP 観測残差を図 5.7、航空機向け改修ソフトによる PPP 解析残差を図 5.8 に表した。

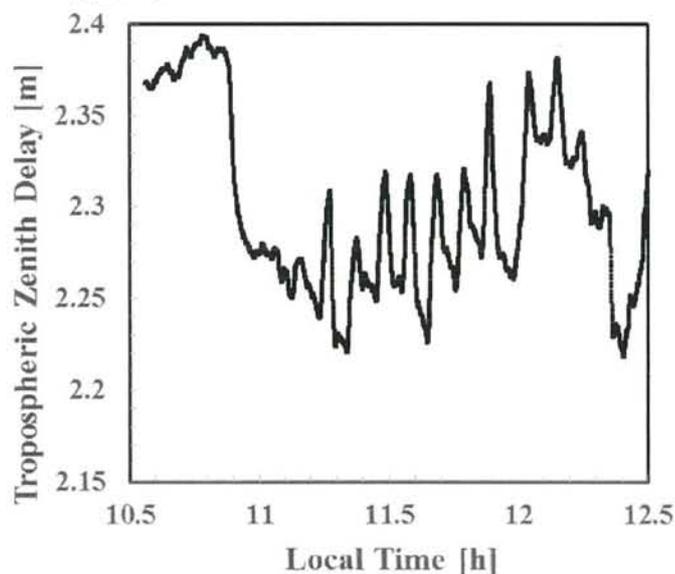


図 5.5 改修前の解析ソフトウェアによる天頂対流圏遅延量の推定値

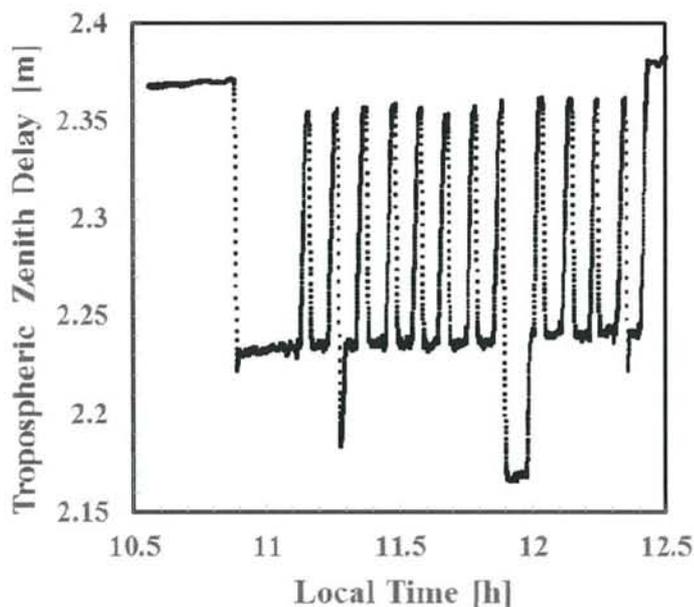


図 5.6 改修後の解析ソフトウェアによる天頂対流圏遅延量の推定値

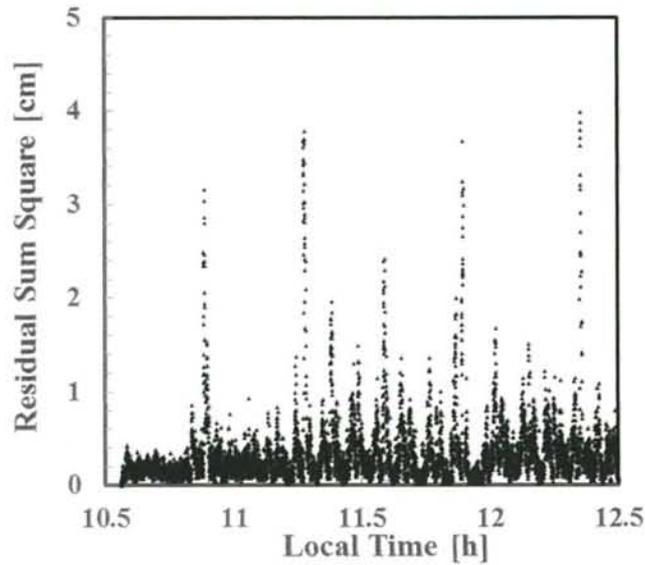


図 5.7 従来ソフトによる PPP 解析残差

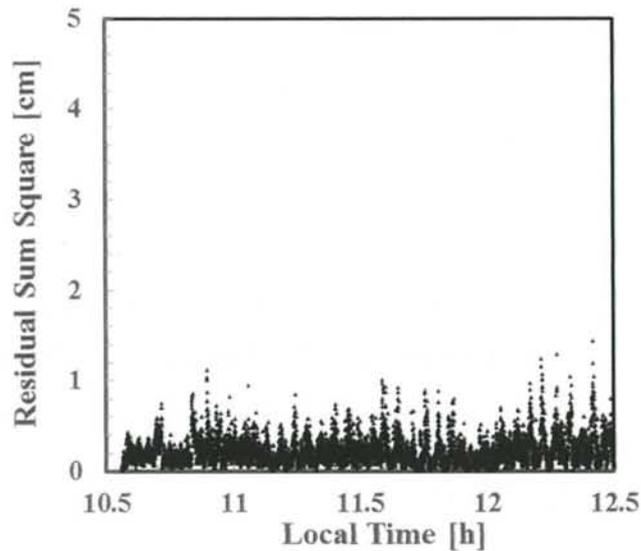


図 5.8 航空機向け改修ソフトによる PPP 解析残差

飛行実験データの測位解析を行うために改修した解析ソフトウェアが航空機の測位に有効であるかを検証するために、改修前の従来ソフトによる推定結果と改修ソフトによる推定結果を比較する。はじめに図 5.2 に描かれる実験時の飛行高度と図 5.5 の従来ソフトで推定された遅延量の推移を見比べると、遅延量の推定値は高度変化に対応していないことが確認できる。これは従来ソフトが地上測位向けに設計されていることに起因すると考えられる。

次に、図 5.6 に示した航空機向けに改修したソフトで推定された遅延量の推移を、図 5.2 の飛行高度と見比べると、遅延量の推定値は高度に対応して変化することが確認できた。さらに図 5.7 に示した従来ソフトによる PPP 観測残差と、図 5.8 に示した航空機向け改修ソフトによる PPP 解析残差を比較すると、改修後は明らかに残差が小さくなっていることがわかる。以上の結果から航空機向けの改修が有効であったと考えられる。

### 5.2.2 対流圏 DOP の検討

3.2.2 項で提案した対流圏 DOP (TRDOP) という指標を用いて、衛星配置が対流圏遅延量の測定精度に与える影響を検証する。また衛星配置を調節するために衛星の仰角マスクを設定する。仰角マスクとはある仰角以下の衛星は計算に使用しないように制限することである。検証を行うために第 4 章で述べた地上静止点データを利用し、図 5.9 および図 5.10 に、仰角マスクを  $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $20^\circ$  と変更した場合の TRDOP 予測値の RMS を示した。図 5.9 は GPS 衛星のみを使用した場合、図 5.10 は GPS と GLONASS を合わせた GNSS 衛星を使用した場合の結果である。

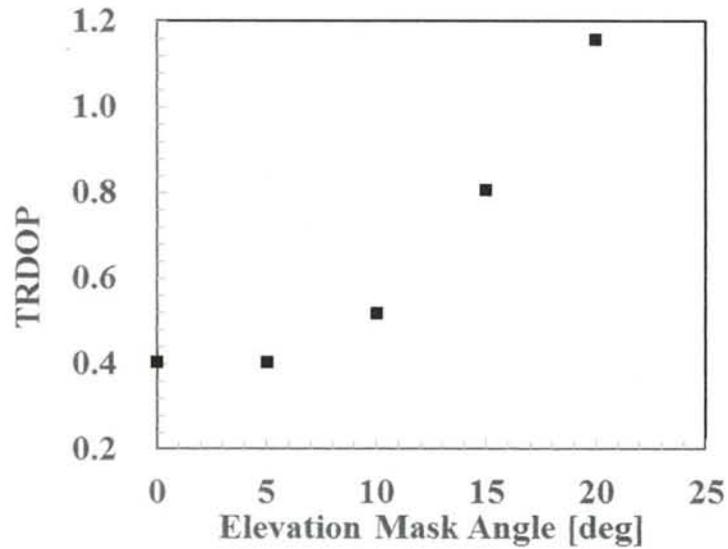


図 5.9 GPS 衛星に対する仰角マスクと TRDOP

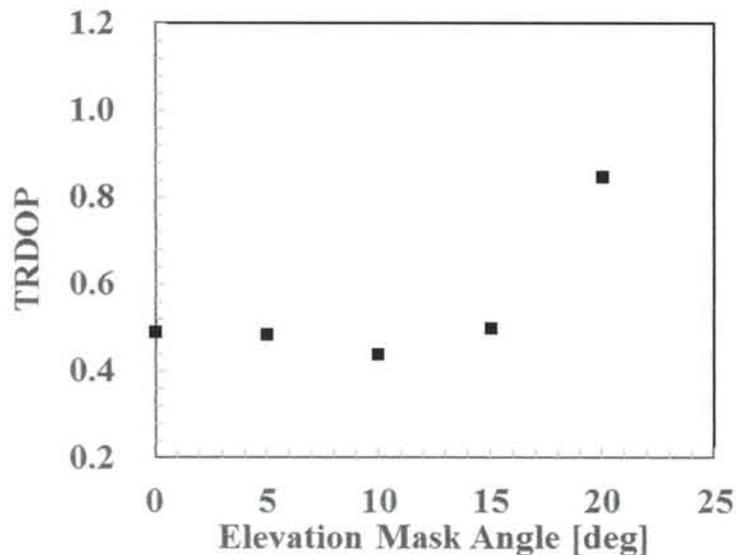


図 5.10 GNSS 衛星に対する仰角マスクと TRDOP

図 5.9 から、GPS 衛星のみの場合にはマスク角  $0^\circ$  と  $5^\circ$  において TRDOP が最小となり、マスク角を大きくするにつれて TRDOP の値も増大する傾向が得られた。図 5.10 が示す GNSS 衛

星の場合の結果からは、マスク角  $10^\circ$  まではマスク角を大きくするにつれて TRDOP の値がやや減少し、 $10^\circ$  より大きくなると増大することが確認された。また図 5.9 と図 5.10 の比較から、GPS 衛星のみの場合より GLONASS を加えた場合の方が全体的に TRDOP を抑えられていることがわかった。

これらの結果から、仰角マスクを  $10^\circ$  以下程度に小さくした方が対流圏遅延量の測定精度が高くなると考えられる。仰角マスクを高くすると低仰角の衛星を計算に使用出来ないため、観測性が低下したり衛星数が減少したりするためである。その一方でマスク角を小さくしすぎると、マルチパスなどの影響でノイズの大きい低仰角の衛星を多数計算に含めることになり却って測定精度が悪化する可能性がある。

以上より、衛星配置から TRDOP を予測することで対流圏遅延量の測定精度を向上させるための仰角マスクを求めることが可能となった。以降の解析では仰角マスクを  $10^\circ$  とする。

### 5.2.3 測位精度評価

次に、飛行実験データを FCB 推定値利用の PPP-AR で測位処理した結果を示す。GNSS 後処理ソフトウェア Waypoint を用いて相対測位を行い、得られた結果を PPP-AR 測位精度の評価の基準に用いた。図 5.11, 5.12, 5.13 は相対測位解に対する PPP-AR 測位解の誤差であり、それぞれ東西・南北・上下成分を表す。黄線は FLOAT 解、すなわち整数アンビギュイティを解かず推定した解、緑線は FIX 解、すなわち整数アンビギュイティを解いて推定した解を表している。

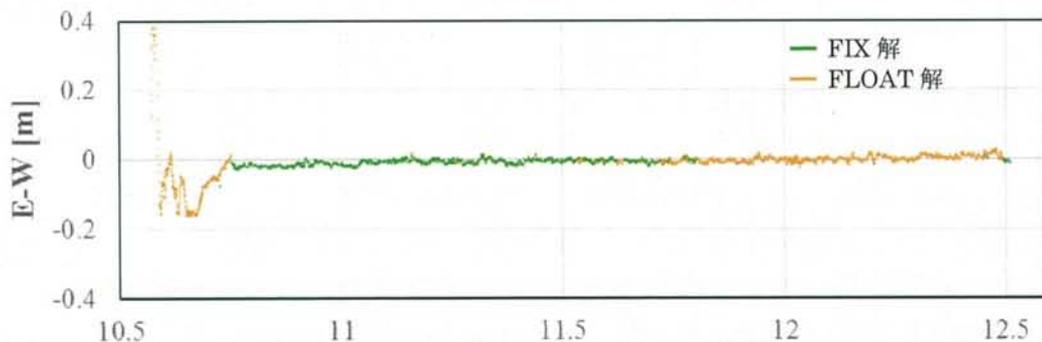


図 5.11 東西方向の PPP-AR 測位誤差

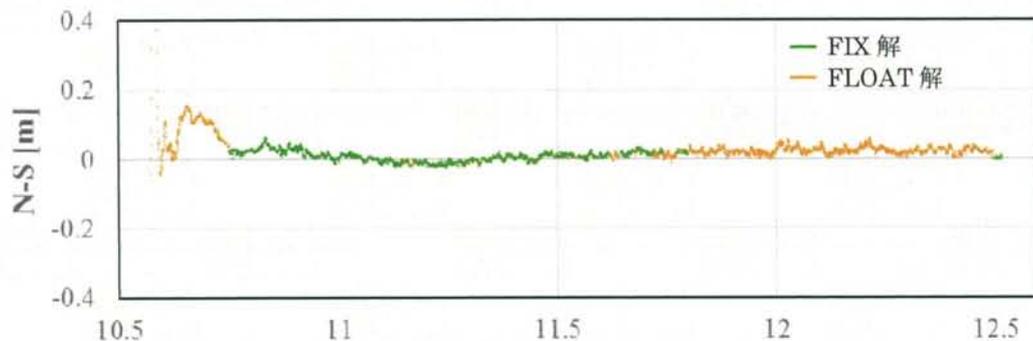


図 5.12 南北方向の PPP-AR 測位誤差

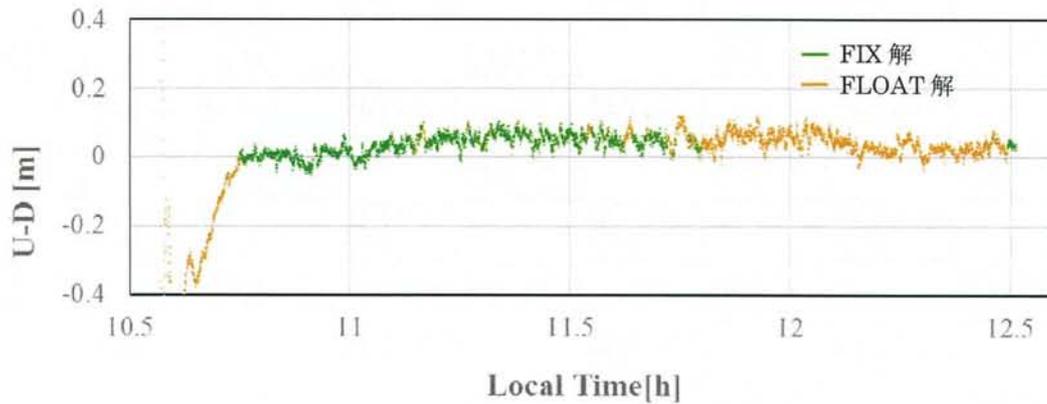


図 5.13 上下方向の PPP-AR 測位誤差

観測データ全体のうちアンビギュイティを整数化出来た割合（FIX 率）は 48.1%である。また最初の FIX 解が得られるまでに要する時間はおよそ 11 分であった。4.2.2 項で示した静止点データの解析では 90%を超える高い FIX 率が得られていたが、それに比べると飛行データでの FIX 率は低いと言える。

FIX 率が低い原因の一つとして、可視衛星が頻繁に切り替わることが考えられる。図 5.3 に示した機上における可視衛星数と図 5.4 の地上における可視衛星数を比較すると、機上で衛星数が頻繁に増減していることが読み取れる。機上でのみ観測される現象であることから、航空機の旋回に伴うバンクなどの影響で特定の衛星のトラッキングが外れている可能性が高いと考えられる。FIX 率の改善のためには、衛星数が安定するような飛行を考慮に入れる必要があると考えられる。

#### 5.2.4 整数値バイアス決定による効果

次に飛行実験データを従来型 PPP-FLOAT と PPP-AR で測位処理した結果を比較する。図 5.14,5.15,5.16 は相対測位解に対する PPP-FLOAT と PPP-AR 測位解の誤差であり、それぞれ東西・南北・上下成分を表す。さらに PPP-AR で FIX 解を得られる時の測位精度を評価するために、FIX 時の PPP-AR とそれに対応する PPP-FLOAT の測位精度を表 6 に示す。

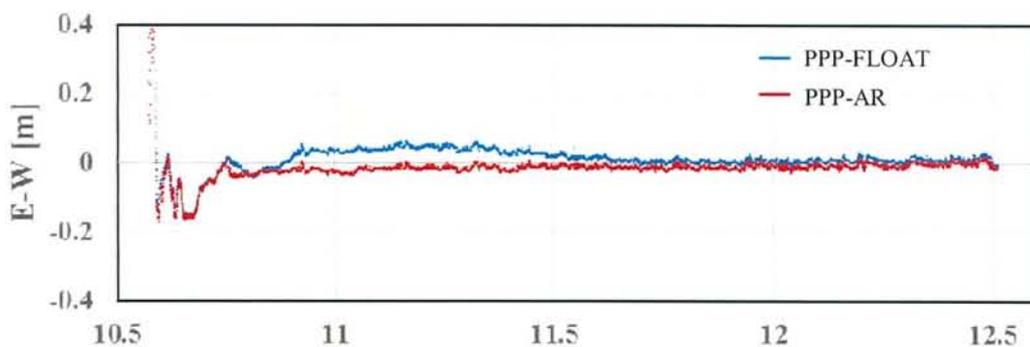


図 5.14 東西方向の PPP-FLOAT および PPP-AR 測位誤差

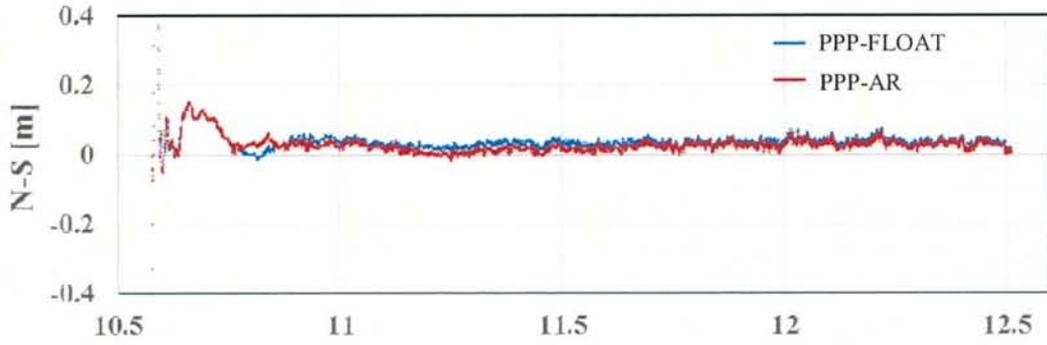


図 5.15 南北方向の PPP-FLOAT および PPP-AR 測位誤差

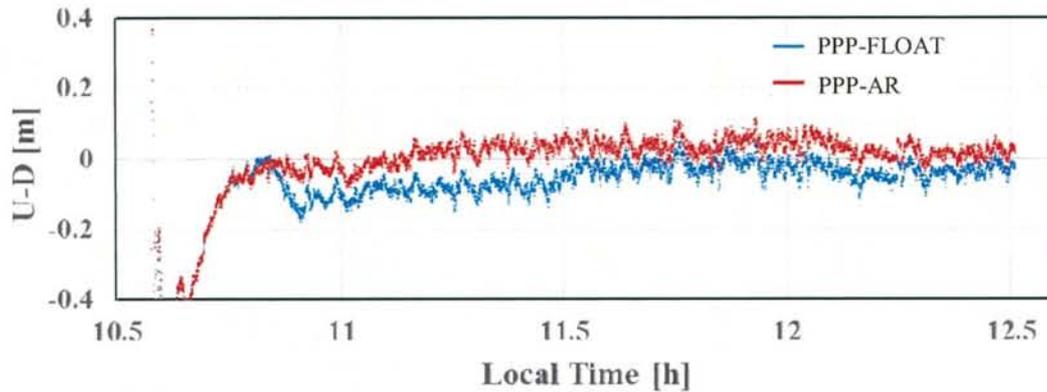


図 5.16 上下方向の PPP-FLOAT および PPP-AR 測位誤差

表 6 PPP-AR FIX 時の PPP-AR と PPP-FLOAT の測位精度比較

Solution Type	Position accuracy [cm]		
	E-W	N-S	U-D
PPP-FLOAT	3.40	3.30	7.85
PPP-AR	1.66	2.32	3.46

PPP-AR の FIX 解精度は本飛行実験データにおいては全成分で 5 センチメートル以内であり、従来型 PPP-FLOAT に比較して向上している。特に上下方向では誤差が半分以下となっており、AR 化の効果が表れているとみられる。解が FIX しているとき PPP-AR の測位精度（特に上下成分）が PPP-FLOAT と比較して向上することを確認できたが、FIX 率が低いこともあり観測全体にわたって測位精度を改善するには至っていない。また FLOAT 解に切り替わってから再び FIX 解を得難いという点についても改善が必要であると考えられる。

### 5.2.5 広域データの解析

5.2.2 項で述べたように、2015 年 9 月の飛行実験データを用いた PPP-AR 解析の結果では静止点データに比較して FIX 率が低いことが確認された。機上と地上での可視衛星数の差異から、航空機の旋回に伴うバンクにより衛星数が頻繁に増減することが低 FIX 率の要因の一つであると考えられる。そこで、飛行パターンを変更した実験を新たに実施し、飛行パターンの工夫による FIX 率の改善効果を検証する。

2018 年 1 月 15 日から 19 日までの 5 日間で約 2 時間の飛行実験を計 4 回実施した。航空機は旋回時のバンク角を 20 度以下にするという制限下で飛行した。実験の日程と取得した GNSS 観測データの時刻については表 7 に記した。4 フライトにわたって同様の経路を飛行したため、代表してフライト 1 での水平面に関する経路および高度方向の軌跡を図 5.17、図 5.18 に示す。5.1 節に概要を記した飛行実験データは、地上基準局と航空機との距離が比較的短い短基線データであったが、新たに実施した 2018 年 1 月の飛行実験は地上受信局との距離が最大で 90km にも達する長基線である。一般的な相対測位方式では長基線データの高精度な測位結果を得られないため、PPP 測位精度を評価することが困難であり、本稿ではこれを実施していない。また図 5.19 には航空機から見える衛星数、図 5.20 には地上から見える衛星数の推移をそれぞれ示した。

表 7 長基線飛行実験データの概要

フライト	1	2	3	4
実施日	1/15	1/16	1/18	1/19
観測時刻	12:32:34 ~15:25:36	10:42:52 ~13:50:33	10:50:04 ~13:56:28	12:21:43 ~15:22:13

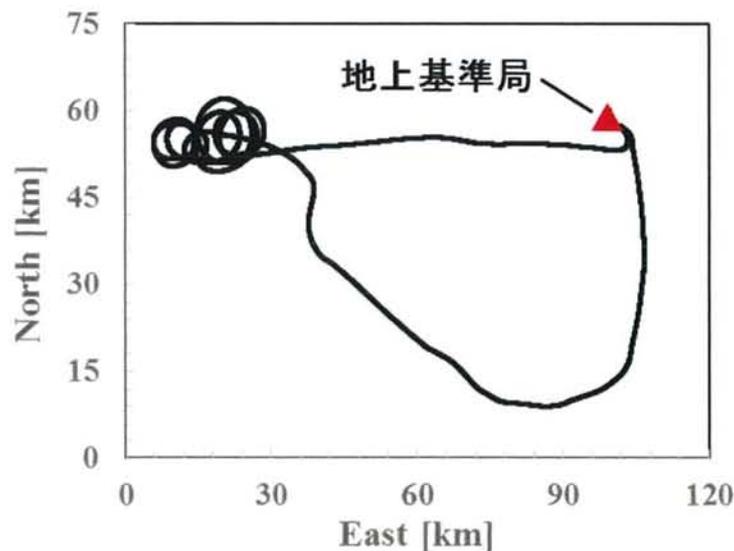


図 5.17 航空機の水平面に関する経路 (フライト 1)

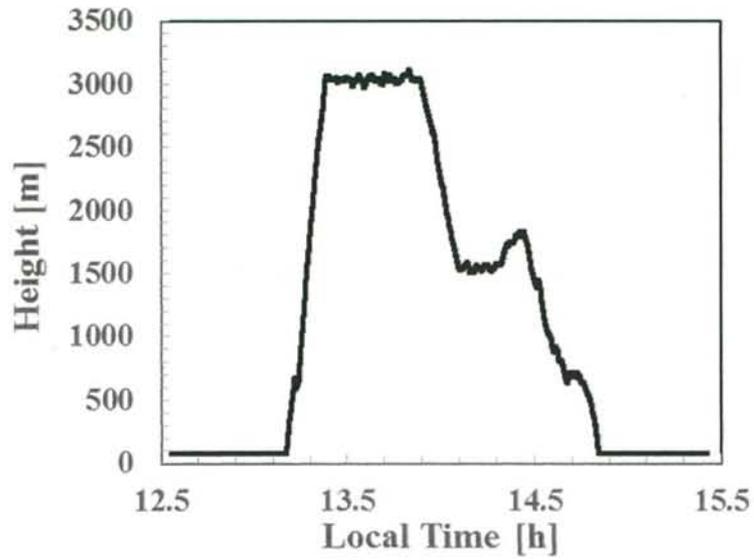


図 5.18 航空機の高度方向の経路（フライト 1）

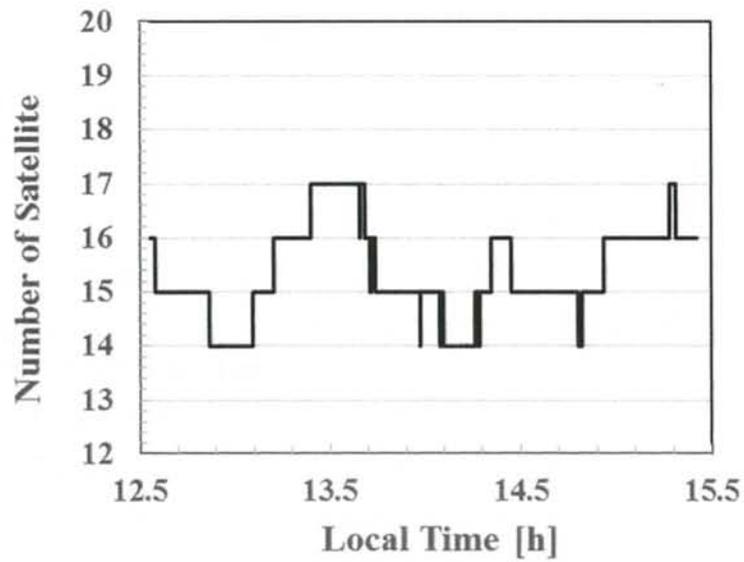


図 5.19 機上における可視衛星数（フライト 1）

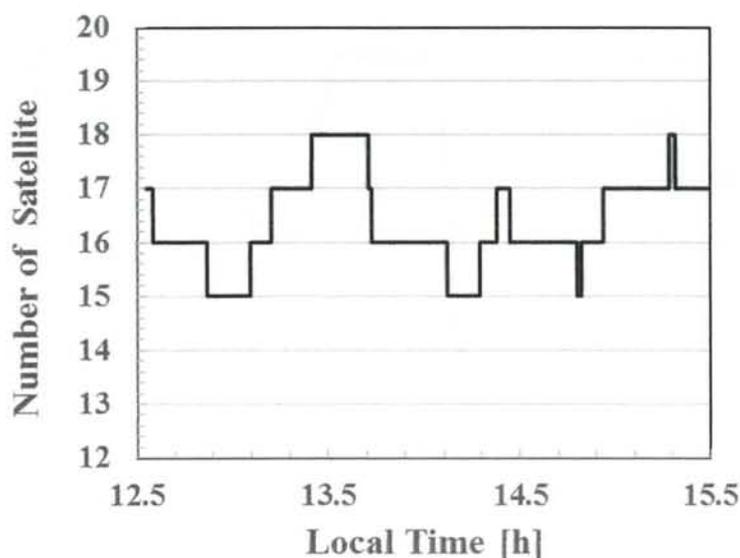


図 5.20 地上における可視衛星数 (フライト 1)

図 5.19 に表される機上における可視衛星数と図 5.20 の地上における可視衛星数を見比べると、衛星数がおおむね一致していることが確認できる。2015 年 9 月の短基線データと比較して、機上と地上の可視衛星数の差異が全体的に小さく抑えられている。航空機の旋回時のバンク角を 20 度以下に制限したことで、機上の衛星数が安定したと考えられる。

次に各フライトの飛行データを PPP-AR 法により解析した結果を述べる。はじめに各フライトの解析で得られた FIX 率および FIX 解を得られるまでに要した時間を表 8 に示した。図 5.21 にはフライト 1 における PPP-AR 測位解の標準偏差を示した。赤線が南北、緑線が東西、青線が上下方向の標準偏差を表す。次にフライト 1 のデータを従来型 PPP-FLOAT と PPP-AR で処理した結果を比較する。図 5.22, 5.23, 5.24 は PPP-AR 測位解に対する PPP-FLOAT 測位解の差であり、それぞれ東西・南北・上下成分を表す。図 5.22 に示したグレー色の点線はグラフ横軸の観測開始時刻から 4.8 分後を指しており、これ以降では FIX 解が得られ続けている。

表 8 各フライトの FIX 率

フライト	1	2	3	4
FIX 率 [%]	97.2	97.7	95.0	97.0
最初の FIX 解を得るまでの時間 [min]	4.8	4.2	4.1	5.4

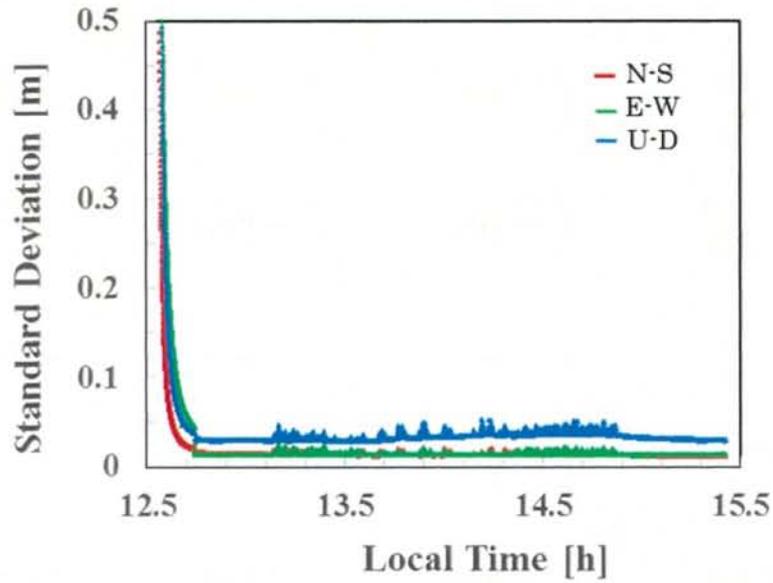


図 5.21 PPP-AR 測位解の標準偏差

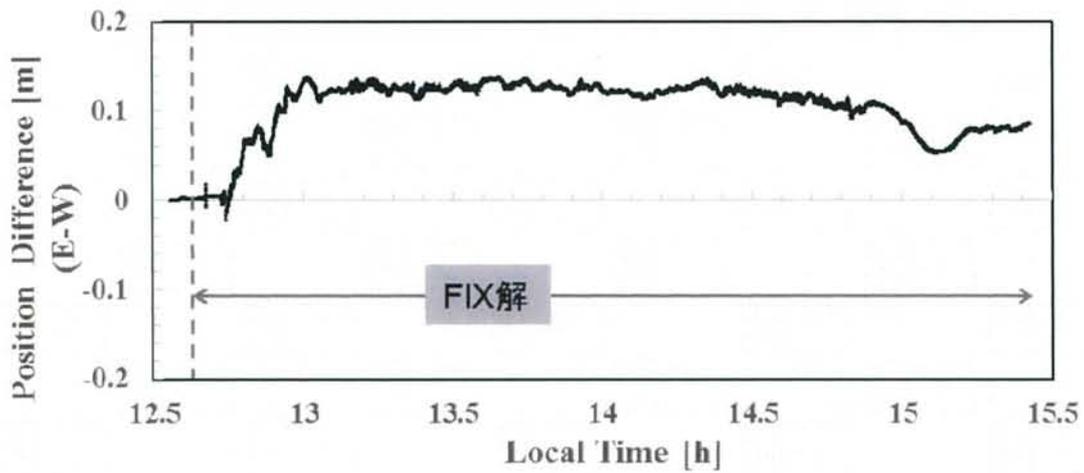


図 5.22 PPP-AR に対する PPP-FLOAT の東西方向測位誤差

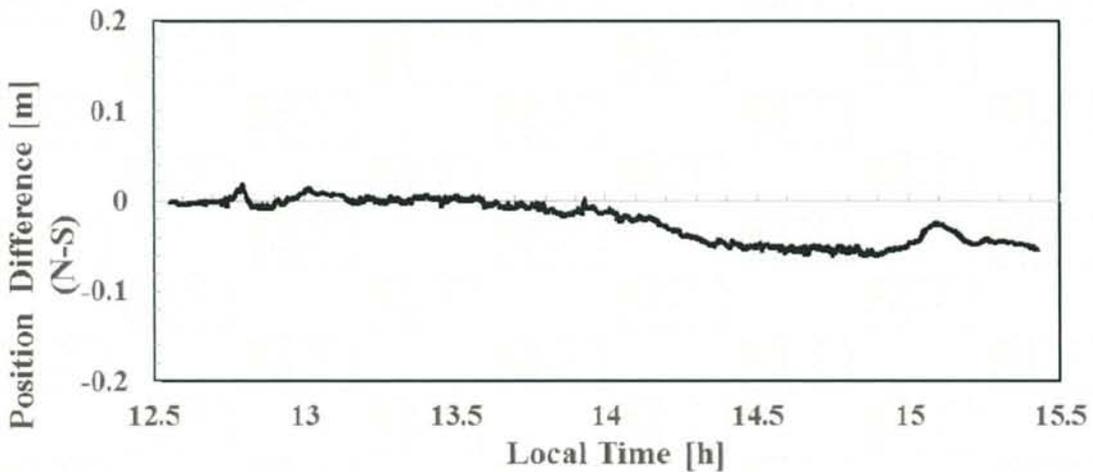


図 5.23 PPP-AR に対する PPP-FLOAT の南北方向測位誤差

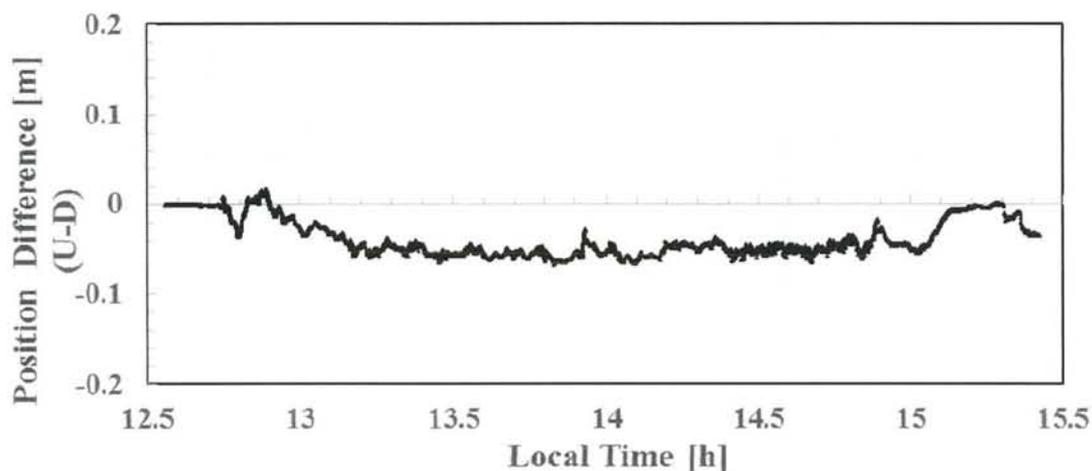


図 5.24 PPP-AR に対する PPP-FLOAT の上下方向測位誤差

表 8 より、全フライトで FIX 率が 90%を超えていることが確認できた。これは静止点データに匹敵する水準であり、妥当な FIX 率が得られていると考えられる。以上のことから、飛行パターンを工夫することで PPP-AR 解析における FIX 率を改善出来る可能性が示された。次に、図 5.21 に示したフライト 1 における PPP-AR 測位解の標準偏差を見ると、時間の経過に伴い各成分で収束していることがわかる。また 13 時から 15 時頃までの間、高度成分で特に標準偏差の値が不規則に変動していることが見受けられる。図 5.18 に示した航空機の高度と見比べると、高度変化のある時間帯に対応しており、高度変化によって測位精度が低下していると考えられる。

図 5.22, 5.23, 5.24 に示したフライト 1 データの PPP-AR 測位解に対する PPP-FLOAT 測位解の差は、東西方向で最も大きく最大で 10cm に達している。南北・上下方向でも 5cm 程度の差が生じた。PPP-AR、PPP-FLOAT による測位結果は精度評価が実施されていないため、どちらがより高い測位精度であるか検証することは出来ない。したがって整数値バイアスを決定したことによる測位精度改善の効果が必ずしも発揮されたとは言えない。今後 RTK-GNSS と呼ばれる複数の地上基準局を用いた相対測位方式により高精度な測位解を取得し、PPP 解の精度評価を行う必要があると考えられる。

## 第6章 結論

### 6.1 研究成果のまとめ

GNSS を利用した測位方式の一つである精密単独測位法、PPP 法により航空機のセンチメートル測位を達成するために、対流圏遅延量推定アルゴリズムの改良や搬送波位相整数値バイアスの決定に取り組んだ。

#### 6.1.1 地上静止点データの解析による補強情報の精度評価

第4章では、搬送波位相整数値バイアス決定のために必要な衛星位相バイアスの精度を評価するために、2つの異なる方式で推定されたプロダクトを比較した。以下のような結果が得られた。

1. FCB、IRC 2種類のプロダクトを用いた PPP-AR 法で地上静止点データを解析した結果、どちらのケースでも妥当な測位精度および FIX 率を得られることが確認された。
2. 整数化された相対 L1 アンビギュイティの値は2ケース間で1サイクル程度のバイアスがあり、測位結果に影響を与えていると考えられる。

#### 6.1.2 飛行実験データの解析による精密単独測位精度の評価

第5章では、航空機対応の対流圏遅延量推定アルゴリズムの有効性および搬送波位相整数値バイアス決定による測位精度向上の効果を評価するために、飛行実験データの解析を行った。以下のような結果が得られた。

1. 航空機向けに対流圏遅延量推定アルゴリズムを改修した解析ソフトを用いることで、高度変化に対応した推定結果が得られ、観測残差の低減が確認された。
2. MADOCA の FCB プロダクトを用いた PPP-AR 法で飛行実験データを解析した結果、整数アンビギュイティを解かない従来 PPP 法による解析結果と比較して、測位精度が向上することが確認された。
3. PPP-AR 法で飛行実験データを解析した際に FIX 率が低いという問題があったが、飛行パターンを工夫することで FIX 率を改善できる可能性が示された。

## 6.2 今後の課題

本研究では、準天頂衛星より配信される予定の MADOCA 推定の衛星 FCB プロダクトを用いた搬送波位相整数値バイアス決定に取り組んだ。航空機の測位において整数値バイアスの決定により測位精度を改善できる可能性を示すことができた。今後さらに複数の飛行データで PPP-AR 法による測位精度を評価し、精度改善効果を検証行いたい。

## 参考文献

- [1] 原田 賢哉, 平原 正章, 對木 淳夫, 久保 大輔 (宇宙航空研究開発機構), : 高高度滞空型無人航空機システム: 研究開発構想と土砂災害防災ミッション, 第 53 回飛行機シンポジウム, 2015/11/11-13, 松山市総合コミュニティセンター
- [2] 二宮光莉, 辻井利昭, 藤原健, 清水悠介: QZSS 補強信号を利用した精密単独測位法による航空機の位置推定, 第 22 回 GPS/GNSS シンポジウム 2017, 2017/11/7-9, 東京海洋大学越中島会館
- [3] 二宮光莉, 辻井利昭, 藤原健, 清水悠介: 準天頂衛星の補強信号を利用した航空機の精密単独測位に関する研究, 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017/11/20-22, 島根県民会館
- [4] H. Ninomiya, T. Tsujii, T. Fujiwara and Y. Shimizu: Precise point positioning for aircraft using QZSS augmentation signal, International Symposium on GNSS 2017, 10-13 December, 2017, Hong Kong, China
- [5] J. Geng, F.N. Teferle, C. Shi, X. Meng, A.H. Dodson and J. Liu : Ambiguity Resolution in precise point positioning with hourly data, GPS Solutions 13(4) : 263-370, 2009
- [6] Official U.S. government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics, <https://www.gps.gov/systems/gps/space/> ( 2018/1/25 アクセス )
- [7] みちびき (準天頂衛星システム) ウェブサイト : 送信信号一覧, [http://qzss.go.jp/overview/services/sv03\\_signals.html](http://qzss.go.jp/overview/services/sv03_signals.html) ( 2018/1/25 アクセス )
- [8] 高須知二, 安田明生, 小暮聡, 中村信一, 三吉基之, 河手香織, 平原康孝, 澤村寿一: 複数 GNSS 対応高精度軌道時刻推定ツール MADOCA の開発, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013/10/9-11, 米子コンベンションセンター「ビッグシップ」
- [9] P. Misra & P. Enge: 精鋭 GPS : 基本概念・測位原理・信号と受信機, 測位航法学会誌
- [10] IGS : Products, <http://www.igs.org/products> ( 2018/1/25 アクセス )
- [11] 杉本末雄, 柴崎亮介 : GPS ハンドブック(2010).
- [12] TSUJII, T., WANG, J., RIZOS, C., HARIGAE, M., & INAGAKI, T.: Tropospheric delay mitigation for high-altitude vehicle positioning, Geomatics Research Australasia, 75, 87-106(2001).
- [13] 山田英輝, 三吉基之, 五十嵐祐貴, 佐藤一敏, 村上滋希, 遠藤雅明 : 複数 GNSS 対応単独搬送波位相測位技術の利用実証一昨年度までの成果と課題一, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017/10/25-27, 朱鷺メッセ
- [14] RTCA DO-229E, Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation system airborne equipment, 2016/12/15.
- [15] G. Seepersad & S. Bisnath: An assessment of the interoperability of PPP-AR network products, The Journal of Global Positioning Systems (2017)
- [16] T. Takaishi, H. Ura, K. Nagai, Y. Yokokawa, M. Murayama, Y. Ito, R. Sakai, H. Shoji, and K. Yamamoto : Flyover Array Measurements with JAXA Jet Flying Test Bed 'Hisho' , 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conferences, 30 May - 1 June, 2016, Lyon, France

## 謝辞

本研究を進めるにあたって多大なご指導、ご助言をいただいた指導教授、辻井利昭先生に深く感謝いたします。また本研究に対して様々なご協力をいただいた宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 衛星航法利用技術セクションの藤原健さま、清水悠介さまに心よりお礼申し上げます。測位解析ソフトウェアおよび衛星 FCB 推定値を提供していただきました宇宙航空研究開発機構 第一宇宙技術部門 衛星測位システム技術ユニットのみなさまに感謝を申し上げます。最後に他の研究室にもかかわらず快く受け入れいれてくださった小島広久教授ならびに小島研究室の皆様には大変お世話になりました。深く感謝いたします。