

搬送波位相 DGPS/INS 複合航法による 精密進入着陸航法システムの開発

張 替 正 敏^{*1}, 辻 井 利 昭^{*1}, 村 田 正 秋^{*1}, 小 野 孝 次^{*1},
稲 垣 敏 治^{*1}, 富 田 博 史^{*2}, 増 田 靖 宏^{*2}

Development of Precision Approach and Landing Navigation System Using the Carrier-phase DGPS/INS Hybrid Navigation Algorithm

Masatoshi HARIGAE^{*1}, Toshiaki TSUJII^{*1}, Masaaki MURATA^{*1}, Takatsugu ONO^{*1},
Toshiharu Inagaki^{*1},
Hiroshi TOMITA^{*2} and Yasuhiro MASUDA^{*2}

Abstract

The FANS (Future Air Navigation System) committee, under the ICAO (International Civil Aviation Organization), is studying utilization of the global navigation satellite system and advising on the development of a GPS (Global Positioning System) precision approach and landing navigation system for improving flight safety around terminal areas.

The principal problems in the creation of the system are as follows:

- 1) Achieving sub-meter level accuracy,
- 2) Providing 6-degree of freedom navigation information characterized by a wide dynamic range,
and
- 3) Creating a system with high availability and high continuity.

The FAA (Federal Aviation Administration) of the United States, in cooperation with several universities and laboratories, is developing a DGPS (Differential GPS) navigation system for Category III landing, which provides high positioning accuracy using the smoothed pseudorange. Meanwhile a decision has been made to discontinue development of the kinematic GPS navigation system using the carrier phase because of problems with availability and continuity even if the system has centimeter-level positioning accuracy.

We propose a GPS navigation system using the carrier phase, based on an idea different to that of FAA's kinematic GPS navigation. Our system employs the INS (Inertial Navigation System), widely recognized as a reliable form of navigation avionics, to provide 6-degree of freedom navigation information, and achieve a wide dynamic range, high availability and high continuity. Navigation accuracy is improved by integrating the INS with the DGPS. For the DGPS/INS integration, we used the carrier phase as a measurement for filtering the INS drift error. The proposed system then performs sub-meter level navigation because the carrier phase is tolerant to multipath errors in comparison with the pseudorange.

The proposed system was evaluated via flight experiments using the NAL Dornier 228, while

* 平成 11 年 8 月 25 日 受付 (received 25, August 1999)

*¹ 飛行研究部 (Flight Division)

*² (株) 東芝 小向工場 (TOSIBA Corporation, Komukai Works)

error analysis ensured the observability of the carrier phase ambiguity and the improvement of positioning accuracy. The experimental results show sub-meter level accuracy and robustness to the cycles slips resulting in high availability and high continuity.

Keywords: carrier-phase DGPS/INS hybrid navigation, error analysis, Kalman filter, flight evaluation

概 要

ICAO (International Civil Aviation Organization, 国際民間航空機関) の下で航法の将来技術を検討する FANS (Future Air Navigation System) 委員会では衛星航法の導入についてさまざまな角度から検討を進め、精密進入着陸時に GPS (Global Positioning System, 全地球測位システム) を使用する航法システムの研究開発を推進している。

その実用化のための主要な技術課題として、以下のものが考えられる。

- 1) サブメートルの測位精度を実現すること
- 2) 広いダイナミックレンジをもつ 6 自由度航法を実現すること
- 3) 高い利用性と連続性を保証する高信頼システムであること

米国の FAA (Federal Aviation Administration, 連邦航空局) は、各研究機関と協同でシュードレンジを観測量とする DGPS (Differential GPS, ディファレンシャル GPS) 航法の高精度化を進め、カテゴリⅠⅢまで対応可能な精密進入着陸のための航法システムを実現しようとしている。一方、搬送波位相を観測量とする DGPS 航法、いわゆるキネマティック GPS 航法はマルチパスに強くセンチメートルの測位精度をもつが、利用性や連続性に制限があるとして開発対象からはずされた。

本報告では、FAA とは別のアプローチで、GPS の搬送波位相を観測量とする精密進入着陸のための航法システムを提案する。すなわち、すでに航空機の航法アビオニクスとして実績のある INS (Inertial Navigation System, 慣性航法システム) を用いることで広いダイナミックレンジをもつ 6 自由度航法を実現し、また高い利用性と連続性を確保する。測位精度の向上には DGPS との複合化による INS 誤差の推定・除去 (DGPS/INS 複合航法) を考える。DGPS/INS 複合航法アルゴリズムにおいて INS のドリフト誤差を除去するには、シュードレンジではなくマルチパスに対して強固な GPS の搬送波位相を使用し、サブメートルまで測位精度を向上させる。

提案する航法システムは、理論精度解析により搬送波位相アンビギュイティの可観測性と測位精度の向上を確認した後、ドルニエ機を使って飛行実証された。飛行実験結果は、測位精度とサイクルスリップに対するロバスト性の観点から評価され、それぞれ予測通りの性能が得られていることが明らかになった。

記号表			
ϕ	搬送波位相	λ	搬送波の波長
p	GPS 衛星とユーザとの幾何学的距離 ($p = \mathbf{r} - \mathbf{r}_{sv} + d_{sag}$)	N	アンビギュイティ
\mathbf{r}_{sv}	GPS 衛星の地球固定座標位置	ε_0	観測ノイズ
\mathbf{r}	ユーザの地球固定座標位置	Δ	一重差を表す演算子
d_{sag}	サニアック効果	$\nabla\Delta$	二重差を表す演算子
c	光速	\mathbf{r}_0	ユーザ位置 (初期値)
dt	GPS 受信機の時計誤差	$\nabla\Delta\rho$	シュードレンジの二重差
dT	GPS 衛星の時計誤差	$f()$	DGPS 航法計算
d_{SA}	SA (Selective Availability, 選択利用性) 誤差	$\nabla\Delta\hat{N}_0$	アンビギュイティの初期推定値
d_{iono}	電離層における大気遅延量	$\nabla\Delta\hat{p}_0$	$\hat{\mathbf{r}}_0$ に基づく幾何学的距離の二重差
d_{trop}	対流圏における大気遅延量	$INT_{near}()$	4 捨 5 入して整数化する演算子
		$\nabla\Delta\mathbf{N}_i$	i 番目のアンビギュイティ解の候補
		\mathbf{v}	すべての二重差観測量の観測残差
		C	搬送波位相の二重差に関する誤差共分散行列

$\chi^2_{\alpha,df}$	自由度 df , 危険率 α における χ^2 分布の値
$\delta \mathbf{r}$	INS の位置誤差
$\delta \mathbf{v}$	INS の速度誤差
$\delta \mathbf{e}$	INS の姿勢角誤差
\mathbf{b}_{acc}	加速度計のバイアス誤差
\mathbf{b}_{gyro}	ジャイロのバイアス誤差
\mathbf{b}_{clk}	GPS 受信機の時計誤差の一重差
\mathbf{n}	アンビギュイティの一重差
(L, l, h)	緯度, 経度, 高度
(v_N, v_E, v_D)	北方向, 東方向, 下方向の速度
C_b^n	機体軸座標系から航法座標系への変換を表す方向余弦行列
(a_x, a_y, a_z)	機体軸座標系における加速度計出力
N, E, D	航法座標系の North 軸, East 軸, Down 軸
X, Y, Z	機体軸座標系の X 軸, Y 軸, Z 軸
ω_{in}^n	航法座標系の慣性空間に対する回転を表す角速度ベクトル
T_{ba}	加速度バイアスの時定数
T_{bg}	ジャイロバイアスの時定数
r_e	平均赤道半径
ω_e	平均自転レート
T_n	アンビギュイティの時定数
\mathbf{r}	ユーザの位置を地球固定座標系で表したベクトル
\mathbf{r}_b	DGPS 地上局の位置を地球固定座標系で表したベクトル
\mathbf{r}_{sv}	GPS 衛星の位置を地球固定座標系で表したベクトル
Δb_{sag}	サニアック効果の一重差
\mathbf{x}	複合航法フィルタの状態量
\mathbf{x}_{err}	推定精度に影響を与える誤差源
\mathbf{X}	「真の誤差モデル」に含まれる状態量
\mathbf{P}	誤差共分散行列
Φ	真の伝播行列
\mathbf{Q}	真のプロセスノイズの共分散行列
\mathbf{k}	複合航法フィルタのカルマンゲイン
\mathbf{h}	真の観測行列
\mathbf{r}	真の観測ノイズの共分散行列
\mathbf{W}	次元を変換するための行列

略語表

ICAO	International Civil Aviation Organization
FANS	Future Air Navigation System
GPS	Global Positioning System
GNSS	Global Navigation Satellite System
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment
FAA	Federal Aviation Administration

DGPS	Differential GPS
APL	Airport Pseudolite
PRN	Pseudo Random Noise
INS	Inertial Navigation System
OTF	On-the-Fly
SA	Selective Availability
RCS	Runway Coordinate Axis
std.	standard deviation
pos.	position
vel.	velocity
acc.	acceleration
TIS	Tunnel in the Sky
UHF	Ultra High Frequency
UTC	Coordinated Universal Time

1. はじめに

離着陸時における飛行安全の確保とターミナルエリアでの運行効率の向上は、航空技術における主要な課題のひとつである。ICAO (International Civil Aviation Organization, 国際民間航空機関) の下で航法の将来技術を検討する FANS (Future Air Navigation System) 委員会ではさまざまな角度から検討を進め、衛星航法の導入が一つの解決策であるとして、精密進入着陸時に GPS (Global Positioning System, 全地球測位システム) を使用する航法システムの研究開発を推進している。

その実用化のための主要な技術課題として、以下のものが考えられる。

1) サブメートルの測位精度を実現すること

最も高い精度が要求される決心高度 100 ft から滑走路をロールアウトするまでの飛行フェーズ (いわゆるカテゴリー III) において、ICAO の GNSS (Global Navigation Satellite System, 全地球型測位衛星システム) パネル・ワーキンググループが縦方向の測位精度 0.8 m (95%) の規定値を示している¹⁾。

2) 広いダイナミックレンジをもつ 6 自由度航法を実現すること

機体の規模にも依存するが、制御系が安定性を維持するためには数十から百 Hz 程度の周期で 6 自由度 (位置, 速度, 姿勢情報など) の航法データを必要とする。たとえば ALFLEX (Automatic Landing Flight Experiment, 小型自動着陸実験) では、80 Hz で制御系を動作させた²⁾。

3) 高い利用性と連続性を保証する高信頼システムであること

利用性 (availability) は所定の精度で航法可能な確率が規定値以上であること, 連続性 (continuity) はある一定時間, 連続して要求精度を維持することができない確率が規定値以下であることと定義される。どちらも,

GPS 信号の信頼度と深い関係がある³⁾。

米国の FAA (Federal Aviation Administration, 連邦航空局) は、各研究機関と協同でシュードレンジ[†]を観測量とする DGPS (Differential GPS, ディファレンシャル GPS) 航法の高精度化を進め、カテゴリ III まで対応可能な精密進入着陸のための航法システムを実現しようとしている⁴⁾。測位精度の向上にはマルチパスの軽減が課題であり、そのため複数 DGPS 地上局の設置、マルチパス軽減アンテナの開発、搬送波位相によるシュードレンジの平滑化技術を組み込んだ高精度 GPS 受信機の開発などを実施している⁵⁾。また、高い利用性の確保のため、空港によっては APL (Airport Pseudolite, シュードライト地上局)⁶⁾の併用も考慮されている。一方、搬送波位相を観測量とする DGPS 航法、いわゆるキネマティック GPS 航法⁷⁾はマルチパスに強くセンチメートルの測位精度をもつが、利用性や連続性に制限があるとして開発対象からはずされた。

本報告では、FAA とは別のアプローチで、GPS の搬送波位相を観測量とする精密進入着陸のための航法システムを提案する。すなわち、すでに航空機の航法ナビオニクスとして実績のある INS (Inertial Navigation System, 慣性航法システム) を用いることで広いダイナミックレンジをもつ 6 自由度航法を実現し、また高い利用性と連続性を確保する。測位精度の向上には DGPS との複合化による INS 誤差の推定・除去 (DGPS/INS 複合航法) を考える⁸⁾⁻¹¹⁾。DGPS/INS 複合航法アルゴリズムにおいて INS のドリフト誤差を除去するには、シュードレンジではなくマルチパスに対して強固な GPS の搬送波位相を使用し、サブメートルまで測位精度を向上させる。提案するアルゴリズムでは搬送波位相を観測量として利用する際に、従来のキネマティック GPS 航法で採用されていた OTF (On-the-Fly, 飛行中の) アンビギュイティ解法のように、搬送波位相アンビギュイティ解の探索空間の設定と探索アルゴリズムを用いない。これは、キネマティック GPS 航法において、OTF アンビギュイティ解法が利用性と連続性を劣化させる要因になっていたためである。そのかわりに、複合航法のためのカルマンフィルタにより INS ドリフト誤差の推定と同時にアンビギュイテ

† GPS の観測データとしてはシュードレンジと搬送波位相がある。シュードレンジは GPS 信号にエンコードされた PRN (Pseudo Random Noise) コードを使って、衛星とユーザ間のレンジを計測したもので、受信機のクロック誤差が入っているためシュードレンジ (疑似距離) と呼ばれる。一方、搬送波位相は GPS 信号の搬送波を使ってレンジを計測したデータである。シュードレンジは、コードの一波長が長いので、搬送波位相に比べ観測ノイズやマルチパス誤差が大きい。

ィ解を推定する。その結果、搬送波位相を利用した複合航法で測位精度が向上するだけでなく、INS の特長である高い利用性と連続性が OTF アンビギュイティ解法により低下することなく、カテゴリ III の¹⁾を満たす航法システムが構築できる。

2. 搬送波位相 DGPS/INS 航法アルゴリズム

本報告で提案する複合航法システムを搬送波位相 DGPS/INS 複合航法システム (Carrier-phase DGPS/INS hybrid navigation system) と呼ぶ。そのアルゴリズムにおいて、複合航法フィルタで搬送波位相のアンビギュイティを推定する手法を、従来のキネマティック GPS 航法における OTF アンビギュイティ解法と比較しながら述べる。

2.1 キネマティック GPS 航法における OTF アンビギュイティ解法

GPS における搬送波位相は (1) 式でモデル化できる。

$$\phi = p + c(dt - dT) + d_{SA}d_{iono} + d_{trop} + \lambda N + \varepsilon_{\phi} \quad (1)$$

ここで、 p は GPS 衛星とユーザとの幾何学的距離 (本報告での幾何学的距離の定義を、衛星を発射された GPS 信号が受信機に到達するまでに伝播した距離とする。信号が発射されたときの GPS 衛星の地球固定座標位置を r_{sv} 、受信したときのユーザの地球固定座標位置を r としたとき、 $p = |r - r_{sv}| + d_{sag}$ である。ここで d_{sag} はサニアック効果と呼ばれ、GPS 信号がユーザまで伝播する間に地球が回転することによって生じる特殊相対論効果である)、 c は光速、 dt と dT はそれぞれ GPS 受信機と GPS 衛星の時計誤差 (GPS 信号が通過する電気回路における遅延量も含む)、 d_{SA} は SA (Selective Availability, 選択利用性) 誤差¹²⁾、 d_{iono} と d_{trop} はそれぞれ電離層と対流圏における大気遅延量¹³⁾、 λ は搬送波の波長、 N はアンビギュイティで整数、 ε_{ϕ} は観測ノイズである。搬送波位相はシュードレンジと同じく距離を表す観測量であるが、アンビギュイティ N が未知数として含まれる点が異なる。アンビギュイティとは、GPS 受信機が最初に搬送波を受信しその位相を測定するときに、一波長以上の位相は計測できないために生じる不確定値である。その後、搬送波を連続的に受信している間は、位相の変化を一波長を越えて積算することができるので、アンビギュイティの値は変わらない。しかし、GPS 信号の遮断などの要因で、搬送波の連続追尾に失敗したときは、つぎに搬送波位相を計測するまでの位相の変化が積算できないのでアンビギュイティの値は変化してしまう。このような現象をサイクルスリップと呼ぶ。

キネマティック GPS 航法では、同一時刻に得た搬送波

位相の差分をとり、観測量に含まれる大気遅延量などの誤差源を消去してから OTF アンビギュイティ解法を行う。そのため、2 地点に設置した受信機の同一 GPS 衛星に対する搬送波位相の引き算（一重差）をとる。

$$\begin{aligned}\Delta\phi &= \phi_A^1 - \phi_B^1 \\ &= \Delta p + c\Delta t - \lambda\Delta N + \Delta\varepsilon_0\end{aligned}\quad (2)$$

(2) 式は、同一衛星 1 に関する、受信機 A と B の搬送波位相データの一重差をとったことを表しており、 Δ は一重差を表す演算子である。(2) 式において、GPS 衛星は安定度の高い原子時計を搭載しているので、受信機 A と B の搬送波位相データがほぼ同時刻のものなら、時計誤差は消去されるとしてよい。さらに SA 誤差、大気遅延量も受信機 A と B が遠く離れていなければ共通の誤差として無視することができる。

さらに衛星 1 と 2 に関する一重差を引き算し、二重差と呼ばれる観測量を作成する。

$$\begin{aligned}\nabla\Delta\phi &= (\phi_A^1 - \phi_B^1) - (\phi_A^2 - \phi_B^2) \\ &= \nabla\Delta p + \lambda\nabla\Delta N + \nabla\Delta\varepsilon_0\end{aligned}\quad (3)$$

ここで、 $\nabla\Delta$ は二重差を表す演算子である。二重差を計算する過程で、受信機の時計誤差が消去されて、搬送波位相は幾何学的距離 p とアンビギュイティ N の二重差に観測ノイズが加わっただけの関数となる。ここで、アンビギュイティの二重差は依然として整数であることに注意する。

(3) 式において、アンビギュイティの二重差を何らかの方法で求めれば、搬送波位相はレンジ情報だけを含むことになり、航法計算ができることが分かる。このアンビギュイティを飛行中に決定するのが、キネマティック GPS 航法における OTF アンビギュイティ解法であり、通常は下記の手順にしたがって行う^{14), 15)}。

手順 1 : アンビギュイティの初期推定値の計算

まず、シュードレンジを用いた DGPS 航法でユーザ位置を推定する。

$$\hat{r}_0 = f(\Delta\nabla\rho)\quad (4)$$

\hat{r}_0 はユーザ位置で、 $\Delta\nabla\rho$ はシュードレンジの二重差である。シュードレンジはアンビギュイティを含まないレンジ測定量であるため、ただちに DGPS 航法計算 $f(\cdot)$ ができる。ユーザ位置の推定値 \hat{r}_0 を使うと幾何学的距離の二重差が計算できるので、次式でアンビギュイティの初期推定値を計算する。

$$\Delta\nabla\hat{N}_0 = INT_{near}\left(\frac{\Delta\nabla\phi - \Delta\nabla\hat{p}_0}{\lambda}\right)\quad (5)$$

$\Delta\nabla\hat{p}_0$ は、 \hat{r}_0 に基づく幾何学的距離の二重差であ

り、 $INT_{near}(\cdot)$ は 4 捨 5 入して整数化する演算子である。

手順 2 : 探索空間の設定

アンビギュイティの初期推定値 $\Delta\nabla\hat{N}_0$ には、搬送波位相の観測ノイズ、シュードレンジによる DGPS 航法解の誤差、二重差を取るによっても除去しきれない大気遅延量の影響による誤差が含まれており、真のアンビギュイティは $\Delta\nabla\hat{N}_0$ を中心としたある範囲内に存在する。たとえば、 ± 3 波長の範囲に真の解があるとすると、解の候補は $\Delta\nabla\hat{N}_0$ を含めて 7 個となる。3 次元の位置を求めるのに必要な 3 種類の衛星組み合わせによる 3 つの二重差データそれぞれについて解の候補を同様に求めると、全部で $7 \times 7 \times 7 = 343$ 個の解の候補をもつ探索空間が設定できる。

アンビギュイティの探索空間を小さくするためには、初期値 $\Delta\nabla\hat{N}_0$ に含まれる最も大きな誤差源であるシュードレンジ誤差を小さくする方法と、搬送波の波長 λ を大きくする方法の二種類が考えられる。シュードレンジ誤差を小さくするには、搬送波位相による平滑化シュードレンジを用いる。これは、ある一定時間（数十秒から数百秒）のウィンドウを設け、その間のシュードレンジを搬送波位相で平均化しノイズとマルチパスを除去する。この方法の欠点は、最初の平滑化シュードレンジが得られるまでに数十秒から数百秒ほどの時間を要することである。搬送波の波長を大きくするには、GPS 信号の 2 つの搬送波 (L1...1575.42 MHz, L2...1227.6 MHz) を受信し、それぞれの搬送波位相の二重差を引き算して約 350 MHz の搬送波 (ワイドレーンと呼ぶ) を新たに作る。これにより波長が 86 cm まで大きくなるので、真の解を探索する空間が相対的に小さくなる。この方法の欠点は、民間に開放された C/A コード (Clear Acquisition code) は L1 の搬送波にしか送信されておらず、2 周波を受信できる受信機は特別な回路をもった高価な機器となり一般的ではないことである。

手順 3 : 探索空間の中から真のアンビギュイティ解を抽出

たとえば観測残差を使った χ^2 検定による探索アルゴリズムを用いて、候補の中の正しいアンビギュイティ解を決定する。これは、アンビギュイティ解の候補一つずつについて、ユーザ位置を次式で推定する。

$$\hat{r}_i = f(\Delta\nabla\phi, \Delta\nabla N_i)\quad (6)$$

で、 $\Delta\nabla N_i$ は i 番目のアンビギュイティ解の候補である。この \hat{r}_i に関して、すべての二重差観測量の観測残差 \mathbf{v} をとり、次式で検定する。

$$\mathbf{v}^T \mathbf{C}^{-1} \mathbf{v} > \chi_{\alpha, df}^2\quad (7)$$

ここで、 \mathbf{C} は搬送波位相の二重差に関する誤差共分散行

列であり、 $\chi^2_{\alpha, df}$ は自由度 df 、危険率 α における χ^2 分布の値である。(7) 式を満たすアンビギュイティ解の候補は、真の解でないとして棄却され、次の候補の検定に移る。最終的に解が一つに決まるまで、搬送波位相の観測を続け、各観測時刻で χ^2 検定が続けられる。

手順4：サイクルスリップのチェック

手順3でアンビギュイティ解が一つに決まれば、それを用いて搬送波位相を観測量とした航法計算を行う。これがキネマティックGPS航法である。アンビギュイティ解の決定後は、サイクルスリップのチェックを各観測時刻に実施する。これにも手順3の χ^2 検定を用いる。観測残差が大きくなり、サイクルスリップと判断した場合は、キネマティックGPS航法を中断し、手順1に戻りアンビギュイティ解の探索を繰り返す。

上記の手順を模式的にあらわしたのが図1である。この解法における問題点は、まず手順2において、小さな探索空間を設定する際の平滑化シュードレンジを得るのに時間(数十秒から数百秒)を要することである。これにより、一度サイクルスリップが起きると、キネマティックGPS航法を再開するのに時間がかかり、航法の連続性を確保できない場合がある。第二の問題点は、2つの受信機間の距離が長い長基線時の航法では二重差を取る段階で相殺できない観測誤差(おもに大気遅延)が残るため、手順3においていつまで観測しても解が得られない、もしくは偽解を選択することである。このため、キネマティックGPS航法では地上のDGPS局から10 km以内で運用するなど、その利用性に制限が付く。

上記の問題点は、ワイドレーンが作れず電離層遅延の補正もできない一周波のGPS受信機を使用した場合に顕

著である(二周波受信機を使用した場合は、平滑化シュードレンジを用いる必要がない、長基線でも電離層遅延の補正ができる、など連続性と利用性に関して性能が向上する)。上記の理由からFAAは、測位精度が高いにもかかわらずキネマティックGPS航法を精密進入着陸時の航法システムの開発対象から除外した。

2.2 提案する搬送波位相DGPS/INS複合航法によるアンビギュイティ解法

この手法では、航法の連続性と利用性を劣化させる要因となる探索空間の設定と解の検定アルゴリズム(2.1節における手順2と手順3)を用いない。アンビギュイティは、GPS受信機の時計誤差と同様に推定すべき誤差源として扱われ、複合航法フィルタ(カルマンフィルタ)によりINSドリフト誤差の推定と同時に推定される。この結果、測位精度はアンビギュイティ解推定の精度と同期して向上していく。サイクルスリップの検知も複合航法フィルタの中で、搬送波位相の観測残差をチェックすることで実施する。サイクルスリップが検知された場合は、アンビギュイティの初期値を再設定し推定を再び始める。このとき複合航法では搬送波位相を観測量として使用することですでに十分測位精度の高くなったINSの測位データが連続して得られているので、この位置推定値に基づくアンビギュイティの初期値の精度は高く、大きな航法精度の劣化なしに連続的に高精度の航法を継続することが可能である。

上記手順の詳細を以下に示す。

手順1：シュードレンジによるDGPS/INS複合航法とアンビギュイティの初期値の計算

シュードレンジを観測量とするDGPS/INS複合航法

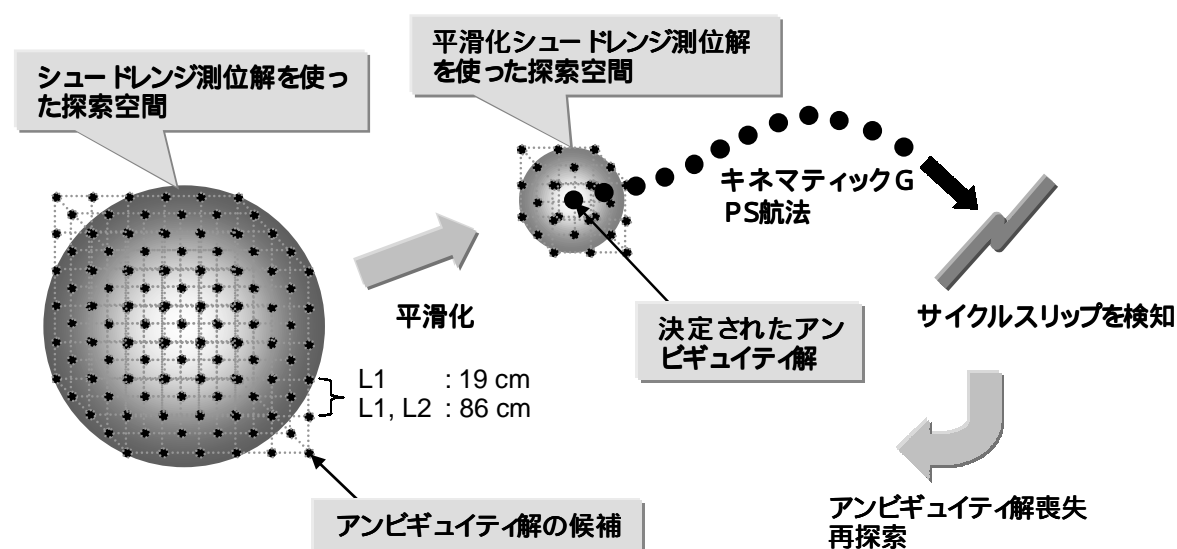


図1 標準的なOTFアンビギュイティ解法アルゴリズムの流れ

を実施する。これにより、INSの位置出力からドリフト誤差が除去され、航法精度が向上する。このときのシュードレンジの観測残差をみて、複合航法の推定が十分収束した段階で、(5)式を使いアンビギュイティの初期値を推定する。複合航法を行うことで、平滑化シュードレンジによるDGPS航法より早く、精度の高い位置推定値を得ることができるのでアンビギュイティの初期推定値の計算がより正確に早く実施できる。

手順2：搬送波位相によるDGPS/INS複合航法とアンビギュイティ解の推定

搬送波位相を観測量としてDGPS/INS複合航法を実施する。その際、観測量に含まれるアンビギュイティを手順1で求めた初期値からINSドリフト誤差の推定と同時に推定する。OTFアンビギュイティ解法と異なり、この段階からすでに搬送波位相を観測量として使った航法を開始する。複合航法の精度はアンビギュイティ解推定の精度と同期して向上していく。

本研究で使用した搬送波位相を観測量とする複合航法フィルタのシステムモデルと観測方程式を以下に示す。

a. システムモデル

$$\dot{x} = Fx + w \quad (8)$$

$$x = (\delta r, \delta v, \delta e, \mathbf{b}_{acc}, \mathbf{b}_{gyro}, \mathbf{b}_{clk}, \mathbf{n})^T \quad (9)$$

$$F = \begin{pmatrix} F_{rr} & F_{rv} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ F_{vr} & F_{vv} & F_{ve} & F_{vb} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ F_{er} & F_{ev} & F_{ee} & \mathbf{0} & F_{eb} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & F_{ba} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & F_{bg} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & F_{bc} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & F_n \end{pmatrix} \quad (10)$$

$$F_{rr} = \begin{pmatrix} -v_E \left(\frac{v_E}{r \cos^2 L} + 2\omega_e \cos L \right) - r\omega_e^2 \cos 2L & 0 & \frac{v_E \tan^2 L - v_N v_D}{r^2} - \frac{\omega_e^2 \sin 2L}{2} \\ v_N \left(\frac{v_E}{r \cos^2 L} + 2\omega_e \cos L \right) - 2v_D \omega_e \sin L & 0 & -\frac{v_N v_E \tan L + v_E v_D}{r^2} \\ 2v_E \omega_e \sin L + r\omega_e^2 \sin 2L & 0 & \frac{v_N^2 + v_E^2}{r^2} - \omega_e^2 \cos^2 L - 2\frac{\mu}{r^3} \end{pmatrix} \quad (14)$$

$$F_{vv} = \begin{pmatrix} \frac{v_D}{r} & -2 \left(\frac{v_E \tan L}{r} + \omega_e \sin L \right) & \frac{v_N}{r} \\ \frac{v_E \tan L}{r} + 2\omega_e \sin L & \frac{v_D + v_N \tan L}{L} & \frac{v_E}{r} + 2\omega_e \cos L \\ -\frac{2v_N}{r} & -2 \left(\frac{v_E}{r} + \omega_e \cos L \right) & 0 \end{pmatrix} \quad (15)$$

$$w = (\mathbf{0}, \mathbf{0}, \mathbf{0}, w_{ba}, w_{bg}, w_{bc}, w_n)^T \quad (11)$$

ここで δr , δv , δe はそれぞれ、INSの位置誤差、速度誤差、姿勢角誤差である。 \mathbf{b}_{acc} と \mathbf{b}_{gyro} は加速度計とジャイロのバイアス誤差、 \mathbf{b}_{clk} はGPS受信機の時計誤差の一重差(本アルゴリズムでは観測量として搬送波位相の一重差を使用したので(2)式より受信機の時計誤差が残る)、 \mathbf{n} はアンビギュイティの一重差で受信チャンネル数だけ変数を定義した。アンビギュイティはもともと整数値であるが、提案する複合航法フィルタでは浮動小数点として扱う。(10)式において、アンビギュイティ \mathbf{n} 以外に関するシステム行列は、従来のDGPS/INS複合航法フィルタで使用されているものと同一であり、INSの航法出力を使って下記のように計算される。

$$F_{rr} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -\frac{v_N}{r^2} \\ \frac{v_E \sin L}{r \cos^2 L} & 0 & -\frac{v_E}{r^2 \cos L} \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (12)$$

$$F_{rv} = \begin{pmatrix} \frac{1}{r} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{r \cos L} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_e + \mathbf{h} \quad (16)$$

$$\mathbf{F}_{ve} = \begin{pmatrix} 0 & a_D & -a_E \\ -a_D & 0 & a_N \\ a_E & -a_N & 0 \end{pmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{a}^n = (a_N, a_E, a_D)^T \\ = \mathbf{C}_b^n \mathbf{a}^b \quad (18)$$

$$\mathbf{a}^b = (a_x, a_y, a_z)^T \quad (19)$$

$$\mathbf{F}_{vb} = \mathbf{C}_b^n \quad (20)$$

$$\mathbf{F}_{er} = \begin{pmatrix} \omega_e \sin L & 0 & \frac{v_E}{r^2} \\ 0 & 0 & -\frac{v_N}{r^2} \\ \frac{v_E + v_E \tan^2 L}{r} + \omega_e \cos L & 0 & -\frac{v_E \tan^2 L}{r^2} \end{pmatrix} \quad (21)$$

$$\mathbf{F}_{ev} = \begin{pmatrix} 0 & -\frac{1}{r} & 0 \\ \frac{1}{r} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\tan L}{r} & 0 \end{pmatrix} \quad (22)$$

$$\mathbf{F}_{ee} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_D & -\omega_E \\ -\omega_D & 0 & \omega_N \\ \omega_E & -\omega_N & 0 \end{pmatrix} \quad (23)$$

$$\boldsymbol{\omega}_n^u = (\omega_N, \omega_E, \omega_D)^T \quad (24)$$

$$\mathbf{F}_{eb} = \mathbf{C}_b^n \quad (25)$$

$$\mathbf{F}_{ba} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{T_{ba}} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_{ba}} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_{ba}} \end{pmatrix} \quad (26)$$

$$\mathbf{F}_{bg} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{T_{bg}} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_{bg}} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_{bg}} \end{pmatrix} \quad (27)$$

$$\mathbf{F}_{bc} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (28)$$

ここで、 L, l, h はそれぞれ緯度、経度、高度、 v_N, v_E, v_D はそれぞれ北方向、東方向、下方向の速度、 \mathbf{C}_b^n は機体軸座標系から航法座標系への変換を表す方向余弦行列、 a_x, a_y, a_z は機体軸座標系における加速度計出力、 $\boldsymbol{\omega}_n^u$ は

座標系の慣性空間に対する回転を表す角速度ベクトル、 T_{ba} と T_{bg} はそれぞれ加速度バイアスとジャイロバイアスの時定数(ここでは、ランダムウォークが現れる前の600秒を各軸に仮定した)、 r_e と ω_e は地球に関するパラメータで、それぞれ平均赤道半径と平均自転レートである。

アンビギュイティの一重差 n のダイナミクスは一次マルコフ過程でモデル化した。すなわち、(10)式における \mathbf{F}_n は以下のように表される。

$$\mathbf{F}_n = \begin{pmatrix} -\frac{1}{T_n} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_n} & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & -\frac{1}{T_n} \end{pmatrix} \quad (29)$$

ここで T_n はアンビギュイティの時定数で、観測量に含まれる大気遅延やマルチパスのダイナミクスを考慮して値を決めるが、ここでは3600秒とした。

また各バイアス(アンビギュイティを含む)の誤差共分散は時間更新をしても発散しないように、プロセスノイズ \mathbf{w} のそれぞれの要素を、平均値0、電力密度 $2\sigma^2/T$ の正規雑音と仮定した(σ と T はそれぞれ、各バイアスの分散および時定数である)。

b. 観測方程式

搬送波位相の一重差の観測方程式は(2)式をもとに、以下のように定式化した。

$$\Delta\phi = \{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{sv}| - |\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_{sv}| + \Delta b_{sag}\} + \Delta dt + \lambda\Delta N + \varepsilon_\phi \quad (30)$$

ここで $\mathbf{r}, \mathbf{r}_b, \mathbf{r}_{sv}$ はそれぞれ、ユーザの位置、DGPS地上局の位置、GPS衛星の位置を地球固定座標系で表したベクトルである。 Δb_{sag} はサニアック効果の一重差で(受信機AとBが近ければ、ほぼ0である)、第一項のかけこ内が幾何学的距離の一重差となる。

手順3：サイクルスリップのチェック

サイクルスリップのチェックは、カルマンフィルタの観測更新時に、搬送波位相の観測残差の大きさを評価することで実施する。観測残差が大きいときはサイクルスリップと判断して、アンビギュイティの初期値を再計算して手順2に戻る。本システムではすでに測位精度の高いINS航法出力がサイクルスリップ中にも連続して得られるので、OTFアンビギュイティ解法のように平滑化シェードレンジを作って改めてDGPS航法を行う必要がない。サイクルスリップが終わった時点でのINS航法出力をそのままアンビギュイティの初期値の計算に用い、手順2の搬送波位相DGPS/INS複合航法計算に戻ることができる。

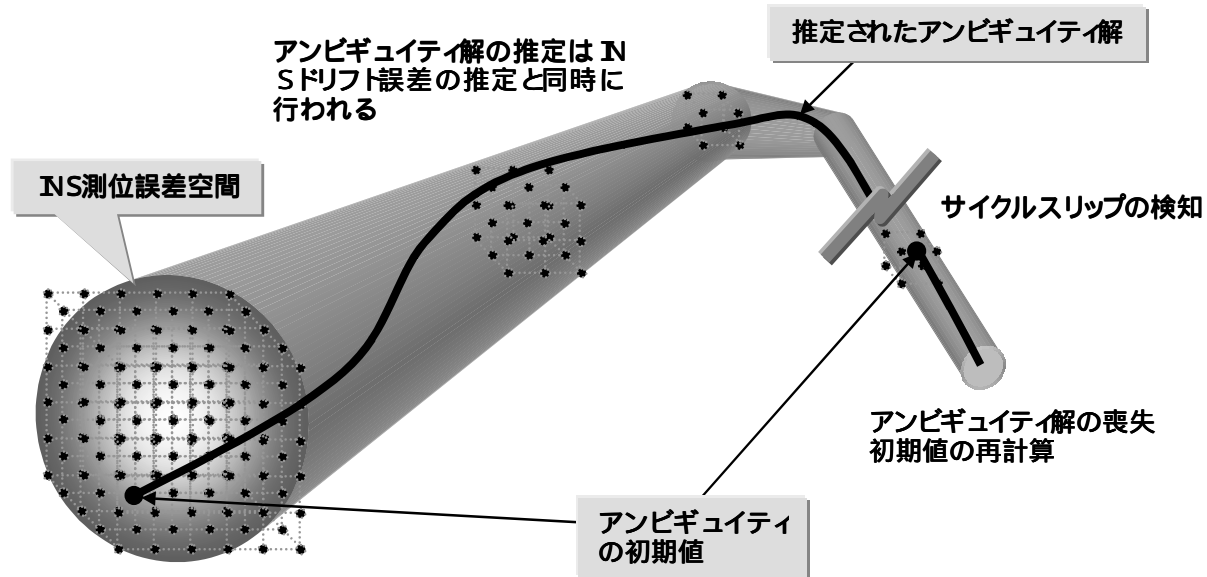


図2 搬送波位相 DGPS/INS 複合航法におけるアンビギュイティ推定アルゴリズムの流れ

上記の手順を模式的に表したのが図2である。ここで提案する手法の利点は、第一に一周波GPS受信機を使用しても連続性が劣化しないことである。これは、本システムが基本的にINS航法を行っているため、サイクルスリップによる短時間のGPSデータの欠落でも高精度の航法を続けることができ、さらにそのINSデータを用いてアンビギュイティの初期値の再計算を行うことで搬送波位相を使った複合航法に素早く復帰できるからである。このことは、二周波のGPS受信機を使用しないとアンビギュイティ解がすぐ求まらず、連続性が劣化するキネマティックGPS航法に比べて大きな利点である。搬送波位相 DGPS/INS 複合航法では一周波 GPS 受信機を使用することを前提とする。第二は、浮動小数点でアンビギュイティを推定することで、DGPS航法の基準となる地上のGPS受信機からユーザが近い場合（短基線時）と、ユーザが遠い場合（長基線時）の航法性能に不連続性がないことである。長基線時には一重差をとっても大気遅延を完全に除去することができず、従来の整数値のアンビギュイティを探索する方法では解が見つからず航法ができなかったり、偽解を選択して航法精度が急激に悪化することがあった。本手法では、浮動小数点を使うことで、全体としての航法の性能は落ちるが、長基線時に大気遅延もアンビギュイティ誤差に含めて推定するので、解が存在しないということがない。その結果、INS航法の利用性を劣化させることがない。第三の利点は、その簡潔なアルゴリズムである。従来のDGPS/INS複合航法に対して、アンビギュイティの状態量だけシステムを拡張するだけで搬送波位相を観測量とする複合航法が実現でき測位精度が向上する。

3. 理論精度解析による検証

3.1 解析手法

2.2節において提案した複合航法システムにおいて、定式化した複合航法フィルタがアンビギュイティの推定に関して可観測性を持ち、測位精度を向上させることができるかあらかじめ検証する。そのため、複合航法フィルタの時間更新と観測更新による各状態量の誤差共分散値の変化を理論的に予測する。本報告における精度解析では、GPSとINSの誤差源をできるだけ正確にモデル化した「真の誤差モデル」における搭載複合航法フィルタの性能を計算する。精度解析のアルゴリズムを以下のように定式化した¹⁶⁾。

まず、推定誤差を以下の式で定義する。

$$\tilde{\mathbf{X}} = \hat{\mathbf{X}} - \mathbf{X} \quad (31)$$

$$\tilde{\mathbf{X}} = (\tilde{\mathbf{x}}, \mathbf{0})^T \quad (32)$$

$$\mathbf{X} = (\mathbf{x}, \mathbf{x}_{err})^T \quad (33)$$

ここで \mathbf{x} は(9)式で定義された複合航法フィルタの状態量、 \mathbf{x}_{err} は複合航法フィルタではモデル化されていないが、推定精度に影響を与える誤差源で、たとえば一重差を取るによっても除去できない大気遅延、SA誤差等である。その結果、 \mathbf{X} は推定精度を正確に予測するのに十分な次元を持つ「真の誤差モデル」を表す状態量となる。時刻 $k-1$ から k までの時刻更新後の誤差共分散行列は以下の式で計算される。

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_k^- &= E[\tilde{\mathbf{X}}_k (\tilde{\mathbf{X}}_{k-1})^T] \\ &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1}^+ \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k,k-1} \end{aligned} \quad (34)$$

ここで Φ は真の伝播行列、 \mathbf{Q} は真のプロセスノイズの

共分散行列である。時刻 k における観測更新によって誤差共分散行列 P は,

$$P_k^+ = (I - W^T k_k h_k^T) P_k^- (I - W^T k_k h_k^T)^T + W^T k_k r_k k_k^T W \quad (35)$$

となる。ここで k は複合航法フィルタのカルマンゲイン、 h と r はそれぞれ、真の観測行列、真の観測ノイズの共分散行列である。行列 W は次元を変換するための行列で、複合航法フィルタで扱う状態量を m 次元、 x_{s_err} も含めた「真の誤差モデル」を n 次元とすると以下のように定義される。

$$W = \left. \begin{array}{cccccc} 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ & & \ddots & \vdots & & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 1 & 0 & \dots & 0 \end{array} \right\} m \quad (36)$$

複合航法フィルタの時間更新、観測更新それぞれについて、(34)式と(35)式を用いて推定精度を表す誤差共分散行列を計算することができる。その際、真の誤差モデルのダイナミクスを表す遷移行列 Φ 、観測行列 h 、プロセスノイズの共分散行列 Q 、観測ノイズの共分散行列 r を精度よくモデル化することが、複合航法システムの理論精度予測を正確に行うために重要である。ここでは「真の誤差モデル」として、GPSの誤差源とリングレザジャイロをもつ慣性センサの誤差源をモデル化した。

表1には、モデル化した「真の誤差モデル」(合計98次元)を示すとともに、そのうち搬送波位相DGPS/INS複合航法フィルタで推定した状態量に✓印をつけた。複合航法フィルタは機上計算機において実時間で動作しなければならないのでフィルタ次元に制限があり、本研究では29次元の状態量を選択した。また、表2は主要な誤差源の大きさ、ダイナミクス、DGPS航法時の影響度をまとめたものである。DGPS航法時の影響度とは、搬送波位相の一重差もしくは二重差を取ったときに残る大気遅延などの大きさをGPS単独航法での値に対する割合で示したものである。たとえば、GPS単独航法で10mの大きさをもつ誤差源が、DGPS航法で0.1mになるなら影響度は0.01となる。

3.2 精度解析結果

前節で定式化した解析手法を用いて、搬送波位相DGPS/INS複合航法システムの精度解析を実施した。精度解析に用いた飛行経路を図3(a),(b)に示す。この飛行経路は仙台空港において航技研のドルニエ機がA滑走路への進入着陸を試みている時に取得したもので、途中GPS時刻273,000秒付近で旋回を含んでいる。図中、滑走路座標は、A滑走路端を原点に、滑走路中心線に沿ってX軸、局所水平面内にY軸、右手系をなすようにZ軸(ほぼ鉛直上方を向く)を取ったものである。また、DGPS航法のための地上局は、原点近くに設置するもの

表1 精度解析で仮定した真の誤差モデルとフィルタモデル

真の誤差モデル		次元	複合航法フィルタ
GPS	搬送波位相アンビギティ	12	✓
	クロックバイアス	1	✓
	クロック周波数ランダムウォーク	1	✓
	クロック周波数フリッカーノイズ	2	
	SA長周期成分	12	
	SA短周期成分	12	
	電離層遅延	12	
	対流圏遅延	1	
	マルチパス	12	
	受信機熱雑音*	-	✓
	INS	初期位置誤差	3
初期速度誤差		3	✓
初期角度誤差		3	✓
加速度計バイアス		3	✓
加速度計スケールファクタ		3	
加速度計ミスアライメント		6	
ジャイロバイアス		3	✓
ジャイロスケールファクタ		3	
ジャイロミスアライメント		6	

備考：* ホワイトノイズでモデル化。

✓ 搭載複合航法フィルタで考慮した誤差源。

表 2 主な誤差源の仕様

誤差源	誤差の大きさ (1 σ)	ダイナミクス	DGPS 航法時の影響度
搬送波アンビギュイティ	0.5 m	定常バイアス	1.0
SA 長周期成分	28.3 m	時定数 200 秒の 1 次マルコフ過程	$6.1 \times 10^{-5} \Delta t^2 + 1.1 \times 10^{-5} \Delta t$
SA 短周期成分	10.6 m	時定数 90 秒の 1 次マルコフ過程	$6.1 \times 10^{-5} \Delta t^2 + 1.1 \times 10^{-5} \Delta t$
電離層遅延	1.5 m ~ 4.0 m	Bent の 8 パラメータモデルに基づく定常バイアス	$0.0011/l$
対流圏遅延	2.5 m ~ 12.0 m	Saastamoinen モデル (天頂方向) と CfA-2.2 マッピングに基づく定常バイアス	0.005
マルチパス	0.5 m (レンジ) 0.5 cm (位相)	時定数 50 秒の 1 次マルコフ過程	1.0
受信機熱雑音	0.5 m (レンジ) 0.5 cm (位相)	ホワイトノイズ	1.0
スケールファクタ	7.0×10^{-5}	定常バイアス	—
ミスアライメント	1.0×10^{-5}	定常バイアス	—

備考: Δt = 地上局とユーザとの GPS 観測時間の差 (秒), l = 地上局とユーザとの距離 (km)

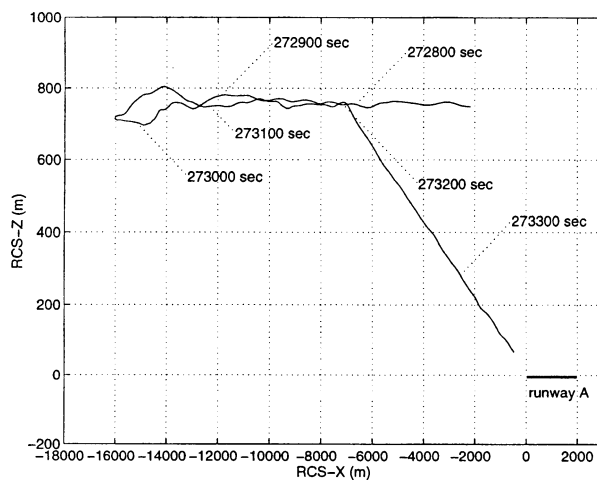


図 3 (a) 精度解析に用いた飛行経路
(滑走路座標 X-Z 平面)

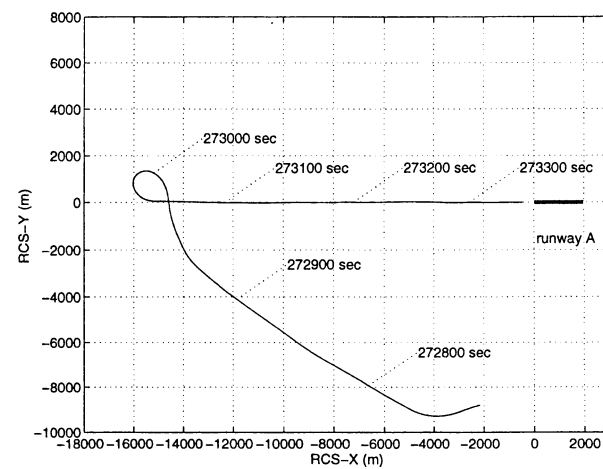


図 3 (b) 精度解析に用いた飛行経路
(滑走路座標 X-Y 平面)

と仮定した。

図 4 (a) ~ 図 4 (e) は、位置、速度、姿勢角、加速度バイアス、ジャイロバイアスの推定精度予測を時間に対してそれぞれプロットしたものである。解析では最初の 60 秒間、従来の DGPS/INS 複合航法アルゴリズムで航法を行い (手順 1)、その後、搭載フィルタの次元を増やし搬送波位相アンビギュイティも推定する搬送波位相 DGPS/INS 複合航法に移行している (手順 2)。

図 4 (a) および図 4 (b) に示すように、位置、速度推定に関して、搬送波位相を観測量として用いることで、精度が従来のシュードレンジによる複合航法より大きく向上している。これは表 2 で示すように、マルチパスに対して強固な (誤差が小さい) 搬送波位相を観測量として用いることの効果である。このときの搬送波位相アンビギュイティの推定状況を図 5 に示した。この実験では 7 衛星が可視であるが、それぞれアンビギュイティに関する可観測性が十分に得られ、搬送波位相 DGPS/INS 複

合航法に移行して約 200 秒後には L1 信号の一波長 19 cm 以下となっている。また、アンビギュイティの推定精度が上がると位置、速度に関する推定精度も向上し、両者が強い相関を持っていることも分かる。

図 4 (c) と図 4 (e) の姿勢角、ジャイロバイアスの解析結果では、ロール軸とピッチ軸に関して可観測性があるが、ヨー軸に関して誤差は増大しないものの推定精度は向上しないことが分かる。これは、複合航法では加速度を介して位置誤差から姿勢誤差を推定するため、今回のように Z 軸にのみ揚力の加速度が掛かっている飛行状態では、一般にヨー軸の推定精度は悪い。

図 4 (d) の加速度バイアスに関する解析結果では Z 軸にのみ強い可観測性が現れている。これは、ヨー軸周りの姿勢角の推定精度が悪く、X 軸と Y 軸の方向が精度よく決まらないためである。旋回中は、横方向の加速度も生じるので、GPS 時刻 273,000 秒付近で X 軸と Y 軸についても少し推定精度が上がる。このように、定常飛行中

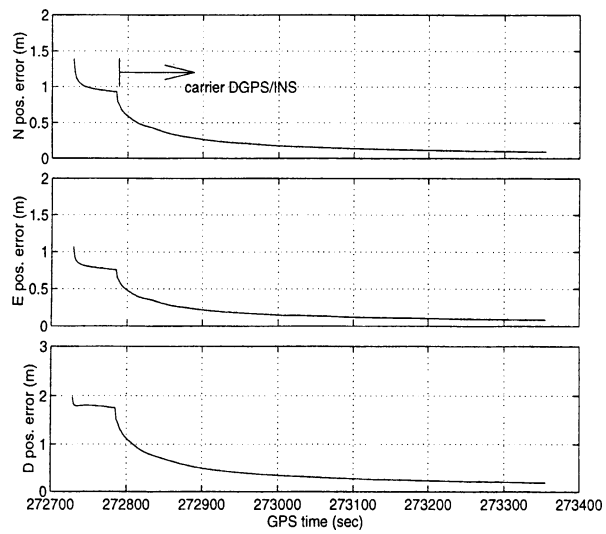


図 4 (a) 位置精度予測 (95%値)

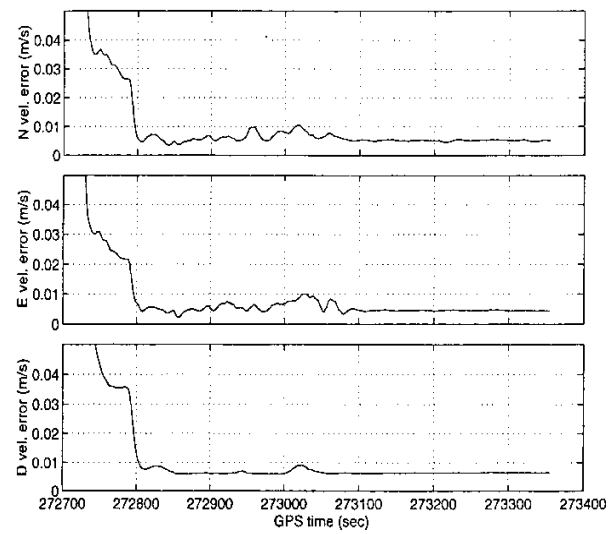


図 4 (b) 速度精度予測 (95%値)

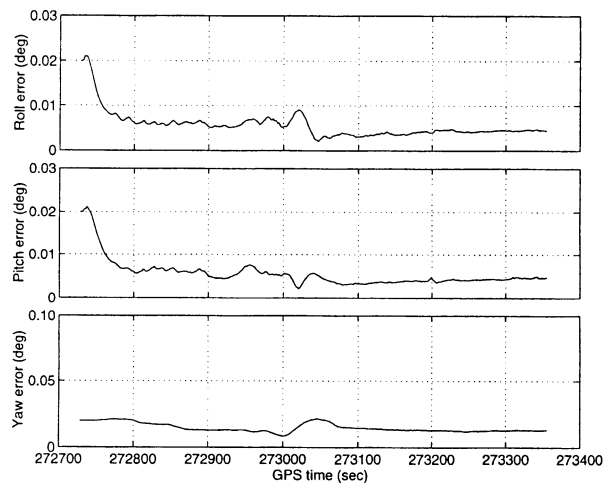


図 4 (c) 姿勢角精度予測 (95%値)

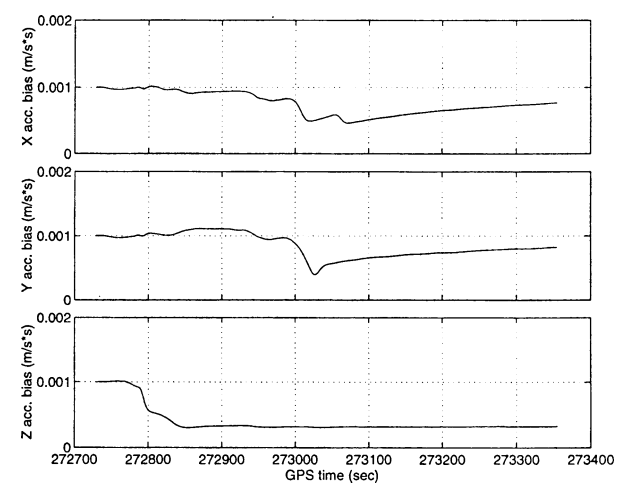


図 4 (d) 加速度バイアス精度予測 (95%値)

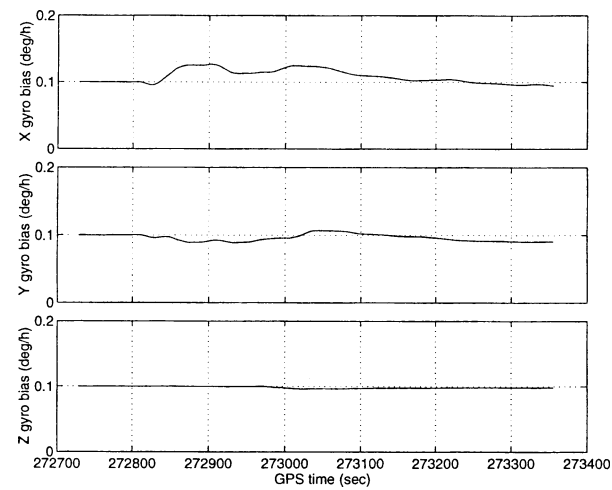


図 4 (e) ジャイロバイアス精度予測 (95%値)

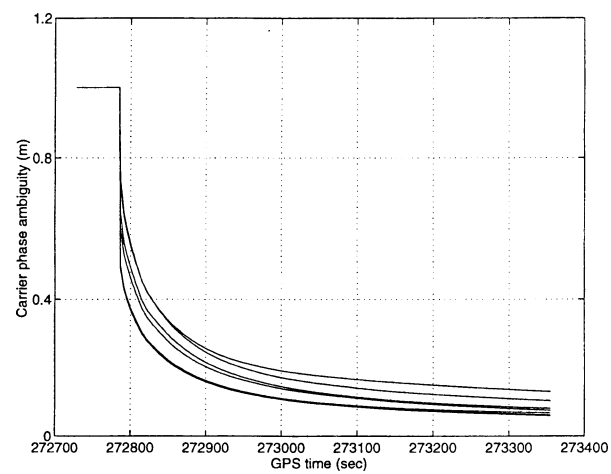


図 5 搬送波位相アンビギュイティの推定精度予測 (95%値)

表3 搬送波位相 DGPS/INS 複合航法システムの航法精度予測

航法状態量		精度予測 (95%)	
		搬送波位相 DGPS/INS	従来 DGPS/INS
位置	水平面	0.13 m	1.2 m
	高度方向	0.19 m	1.7 m
速度	水平面	0.0068 m/s	0.025 m/s
	高度方向	0.0066 m/s	0.031 m/s
姿勢角	ロール/ピッチ	0.0046°	0.0055°
	ヨー	0.013°	0.028°
加速度	機体 x, y 軸	79 mgal	100 mgal
	機体 z 軸	33 mgal	50 mgal
ジャイロ	機体 x, y 軸	0.09 deg/h	0.07 deg/h
	機体 z 軸	0.1 deg/h	0.1 deg/h
搬送波位相アンビギュイティ		0.06 m ~ 0.13 m	

はヨー軸周りの姿勢角誤差と X 軸, Y 軸周りの加速度誤差が大きく, マヌーバ中に両者が改善する現象は, 飛行中に位置誤差から姿勢角とセンサ・バイアスのアライメントを取る複合航法の一般的な特長である。

以上の解析結果をまとめ, 搬送波位相 DGPS/INS 複合航法による航法精度を表3にまとめた。表3には, 搬送波位相を観測量に用いず, 従来のシュードレンジのみによる DGPS/INS 複合航法を実行した場合の予測精度も合わせて示した。搬送波位相 DGPS/INS 複合航法では位置と速度の誤差が, 従来の複合航法システムに比べ, 約5分の1から10分の1になる。搬送波位相を観測量とする提案の手法の効果が精度解析で予測された。一方, 姿勢角, センサ・バイアスに関してはそれほど大きな効果が見られない。これはセンサのスケールファクタ誤差など複合航法フィルタで推定していない誤差の影響が, 高精度の搬送波位相を採用しても除去できないからである。姿勢角とセンサ・バイアスの推定精度をさらに

向上させるためには, 複合航法フィルタの次元を上げるか, 加速度計とジャイロのセンサ自体の高精度化が必要である。

アンビギュイティの推定精度は最終的に10 cm程度にとどまる。これは, キネマティックGPS航法のように整数値としてアンビギュイティを決定していないため, 一重差をとっても除去できない大気遅延量なども合わせて推定しているからである。このことは位置推定の精度向上に限界をもたらしているが, 逆に長基線時の航法におけるロバスト性の向上では, 偽解に収束しないなど有利に働く。

つぎに, サイクルスリップが起きたときの搬送波位相 DGPS/INS 複合航法システムの応答について予測する。サイクルスリップは, 航空機が大きなバンク角を取ったときにGPS信号が遮断されるなどにより位相データの連続性が途切れ, 搬送波位相アンビギュイティの値が不連

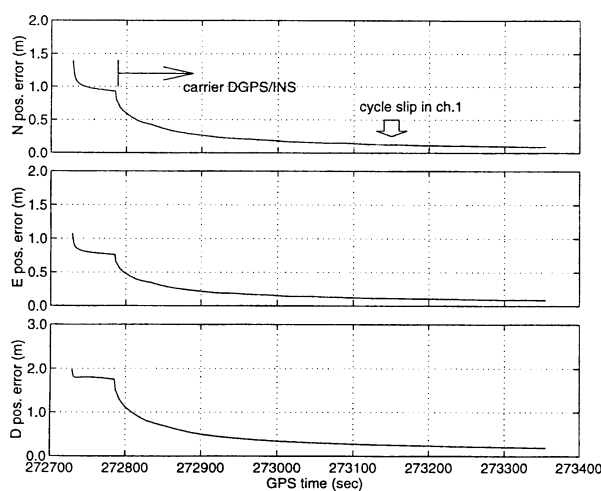


図6 (a) サイクルスリップが発生したときの位置精度予測 (95%値)

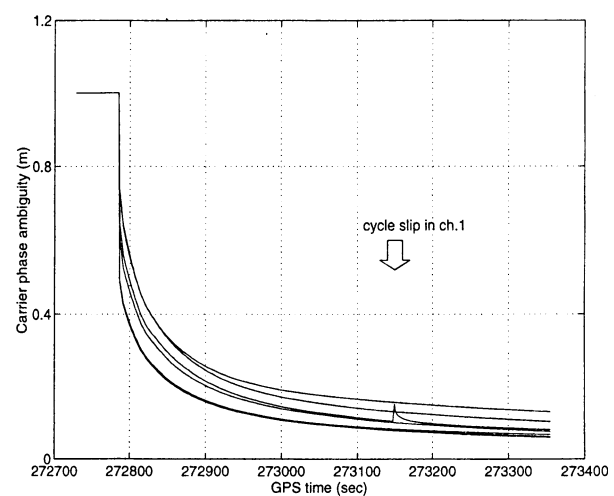


図6 (b) サイクルスリップが発生したときのアンビギュイティの推定精度予測 (95%値)

続に変化することである。これは搬送波位相 DGPS/INS 複合航法において、観測残差の変化を常時チェックすることで検知できる。図 6 (a) ~ 図 6 (b) は、GPS 時刻 273,150 秒においてサイクルスリップが一つの受信チャンネルで生じたときに搬送波位相 DGPS/INS 複合航法で測位精度とアンビギュイティの推定精度がどう変化するか予測したものである。サイクルスリップを検知すると提案のシステムでは、その時点での INS の位置情報から幾何学的距離の二重差を計算しアンビギュイティの初期値を決め直す。さらにそれに応じて搭載航法フィルタの誤差共分散値も初期状態に戻して複合航法を継続する。この結果、精度予測では、一回の観測更新でアンビギュイティは他のデータとほぼ同じレベルまで推定され、全体として位置の精度に何の影響も与えていないこ

とが示されている。このことは、たとえサイクルスリップが起きてもそのことを検知さえすれば、搬送波位相 DGPS/INS 複合航法は影響を受けることなく航法を継続できることを示している。

4. 実験システムによる飛行実証

4.1 飛行実験システム

本報告で提案する搬送波位相 DGPS/INS 複合航法システムの性能を評価するため、航技研所有の実験用航空機ドルニエ (Dornier 228) に図 7 に示す実験システムを搭載し飛行実験を実施した。実験システムは機上部と地上部からなる。機上部には航法センサとして、GPS 受信機 (Trimble 社製 4000ssi, L1/L2 の 2 波受信機) とリングレーザージャイロ内蔵の慣性センサ (東芝製) を搭載し

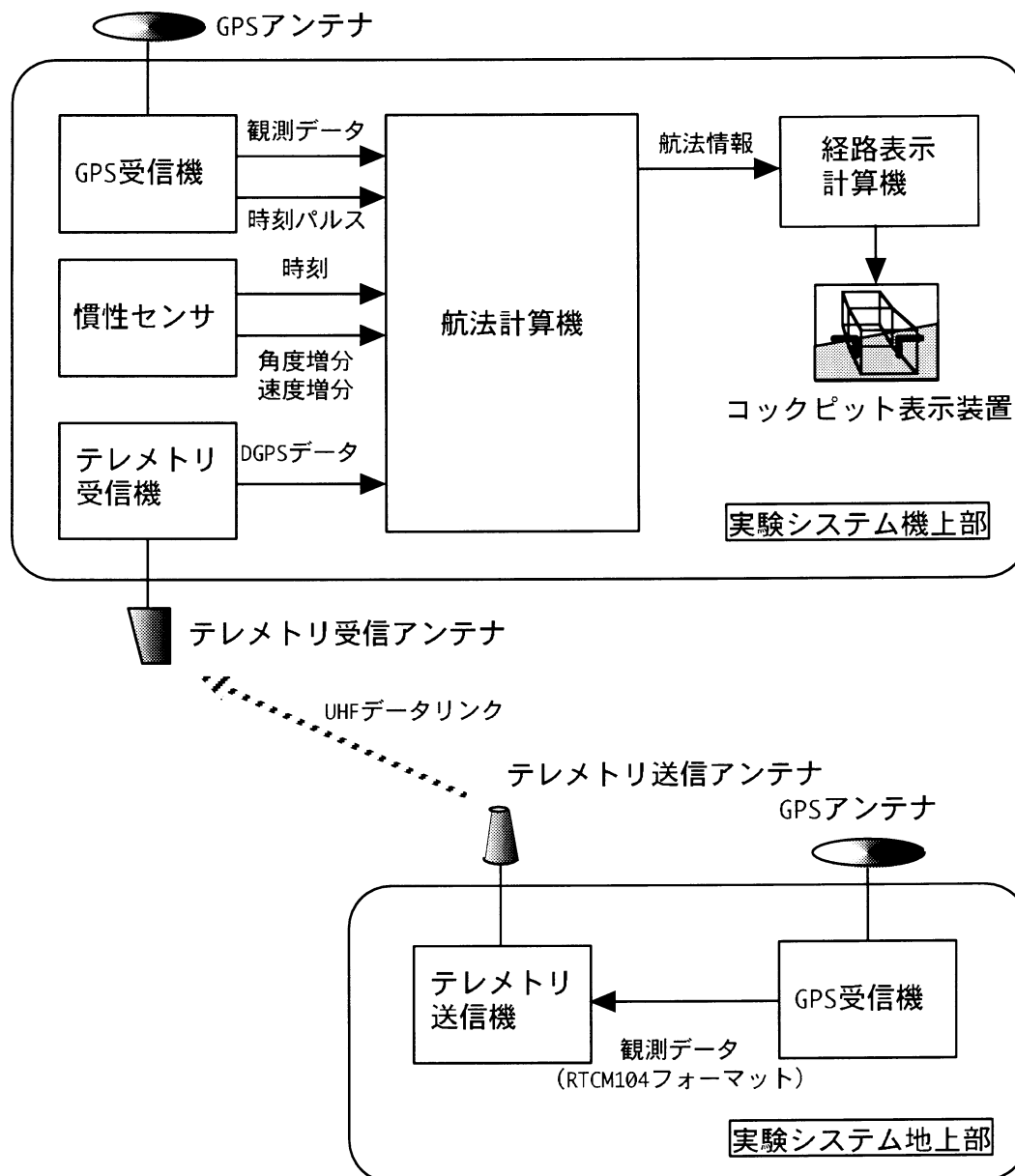


図7 飛行実験システムの構成

た。GPS受信機からは、シュードレンジ、搬送波位相の観測データが1 Hzで、ほかにGPS衛星の軌道情報を含む航法メッセージの最新データが出力され、航法計算機（東芝製デスクトップ・パソコン、Pentium 200 MHz搭載）に送信される。慣性センサからはARINC データバスを介して64 Hzで角度増分、速度増分のデータが航法計算機に送られ、ストラップダウンINS航法演算に用いられる。上記の航法センサの他に、機上部にはテレメトリ受信機と経路表示計算機を設置した。テレメトリ受信機はUHFで送信されてきた地上部のGPS受信機データを受信するもので、航法計算機に送られたそのデータはDGPS航法計算（一重差の計算）に使用される。経路表示計算機は、パイロットが所定の経路に沿って飛行できるように、航法計算機からイーサネット経由で取り込んだ現在の航法情報を使ってトンネル・イン・ザ・スカイ (TIS, Tunnel in the Sky) 表示を生成するものである^{17), 18)}。生成されたTIS表示は、コックピットにビデオ信号として送信され、コックピット表示装置で再生される。航法計算機は、実時間で搬送波位相DGPS/INS航法演算を行うとともに、後処理にも利用できるようセンサ・データや計算結果をすべてハード・ディスクに保存する機能を持っている。

一方、地上部はGPS受信機とテレメトリ送信機からなる。GPS受信機は地上定点でのシュードレンジ、搬送波位相の観測データを取得するためのもので、これらのデータはRTCM104フォーマット¹⁹⁾のうち、TYPE3, 18, 19のフォーマットに変換されて機上部に送信される。テレメトリ送信機はUHFの電波を使って地上定点での観測データを送信するもので、9600 bpsの伝送レートをもつ。

4.2 搬送波位相DGPS/INS複合航法システムの測位精度

北海道大樹町の飛行実験場において平成10年11月に実施した飛行実験の結果を使って、搬送波位相DGPS/INS複合航法システムの航法性能を評価する。飛行実験では、合計8回のフライトを行い、さまざまな飛行パターンでのシステムの性能を確認した。本報告ではまず、代表的な二つの実験結果を示す。

第一の実験では、滑走路を中心に半径5 kmのオービット飛行を行った後、滑走路から50 km先まで進出して戻ってくる飛行を行った。図8 (a)にそのときの飛行経路を滑走路座標XY平面と、XZ平面にプロットした。この実験でのポイントは、滑走路脇に設置されたDGPS地上局から50km離れても、L1一周波の搬送波位相DGPS/INS複合航法で高精度の測位が継続できるかどうかである。図8 (b)にそのときの測位精度を示した。図中にはDGPS地上局からドルニエ機までの距離も合わせて示し

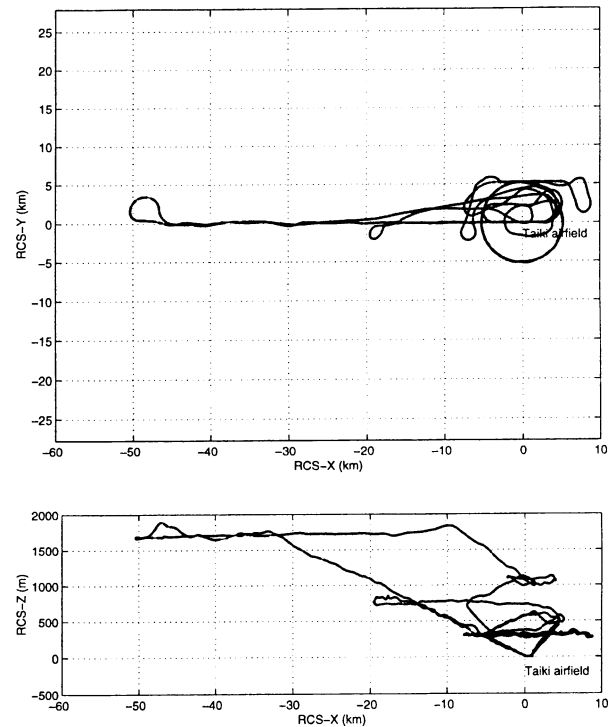


図8 (a) 大樹町飛行実験の飛行経路
(その1、50 km 進出)

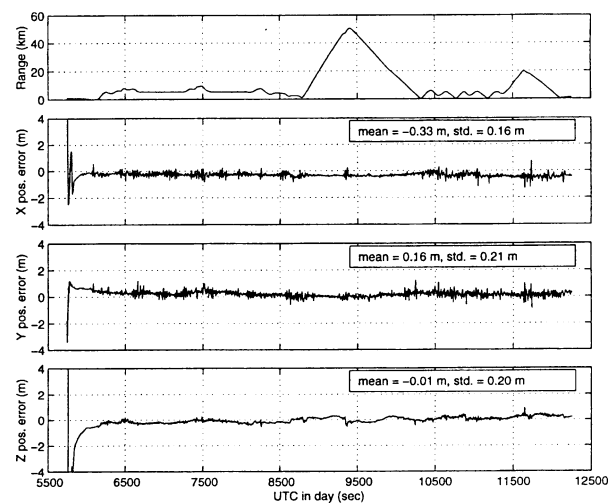


図8 (b) 搬送波位相DGPS/INS複合航法の測位精度
(その1、50 km 進出)

たが、最初の約300秒間で搬送波位相DGPS/INS複合航法のフィルタの収束が終わった後は、距離に関わりなく安定した精度が得られていることが分かる。測位精度は、95%値（安全側に見積もり | 平均 | +2σで計算）で水平面内0.87m、高度方向0.41 mであった。なお本報告中で測位精度の評価に用いた基準軌道は、L1/L2二周波の搬送波位相を用いたキネマティックGPSによって作成した。二周波を用いた場合は、キネマティックGPS航法でもDGPS地上局から50 km離れても航法が可能で（一

周波では後で示すように、10 kmを越えるキネマティックGPS航法は大きな誤差をもつ、そのときの精度は定点での評価結果から各軸0.2 m (95%)、レーザトラッカによる飛行中の評価結果から各軸0.4 m ~ 0.86 m (95%)となっている(ただし、そのときのレーザトラッカの測位限界が各軸0.6 m (2σ)なので、飛行中のキネマティックGPSの精度は定点での精度からどれだけ悪化するかは断定できない) 7)。以上より、本実験で得られた結果から、DGPS地上局から10 km以上離れる長基線の航法においても一周波のGPSデータだけを使う搬送波位相DGPS/INS複合航法は、サブメートルの測位精度を維持することができ、高い利用性をもつ中で二周波のキネマティックGPS航法に劣らない性能を持つことが分かった。

第二の実験では、滑走路近傍で精密進入着陸を繰り返し実施した。図9(a)にそのときの飛行経路を示した。この実験では、経路表示計算機を使って4種類の曲線進入着陸用の飛行経路を作成し、パイロットはそれに沿うように機体を誘導し、滑走路へのタッチアンドゴーを繰り返した。図から分かるように、搬送波位相DGPS/INS複合航法の高精度測位情報を用いた経路誘導を行った結果、X軸マイナス側から滑走路へ曲線進入する合計8回のアプローチにおいて4種類の曲線経路がきれいに描かれている。TIS表示による経路誘導が有効で、将来の進入着陸方式の多様化に搬送波位相DGPS/INS複合航法とともに大きく役立つことが実証された。測位精度を評価する観点からのこの実験のポイントは、旋回などのマヌーバを含む精密進入着陸フェーズで、搬送波位相DGPS/INS複合航法の測位精度がどうなるかである。図9(b)にそのときの測位精度を示した。図8の場合と同じく、複合航法フィルタが収束してからは安定した測位精度が得られることが分かる。曲線進入時のマヌーバの影響も見られない。測位精度は、95%値で水平面内0.94 m、高度方向0.68 mであった。なお、UTC時刻で20,000秒付近に精度に不連続が見られるが、これは基準としたキネマティックGPS側でアンビギュイティ解に変化があったためである。このようにキネマティックGPS航法ではアンビギュイティを整数で解いているため、解の値が変わると測位結果に不連続が見られる。一方、搬送波位相DGPS/INS複合航法は、基本的にINS航法であり、かつアンビギュイティも実数で解いているので、このような不連続な現象は生じない。

さらに統計的に高い信頼度で、精密進入着陸時の搬送波位相DGPS/INS複合航法の測位性能を評価するために、全8フライトの実験結果のうち高度約60 m (カテゴリーI) から滑走路をロールアウトするまで (カテゴリーI-III C) の飛行フェーズすべてをまとめて評価した。こ

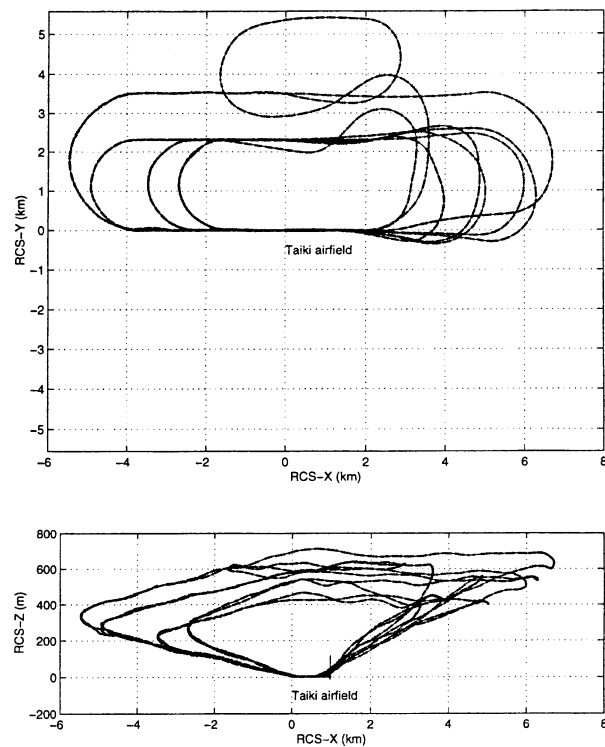


図9(a) 大樹町飛行実験の飛行経路
(その2、曲線進入着陸)

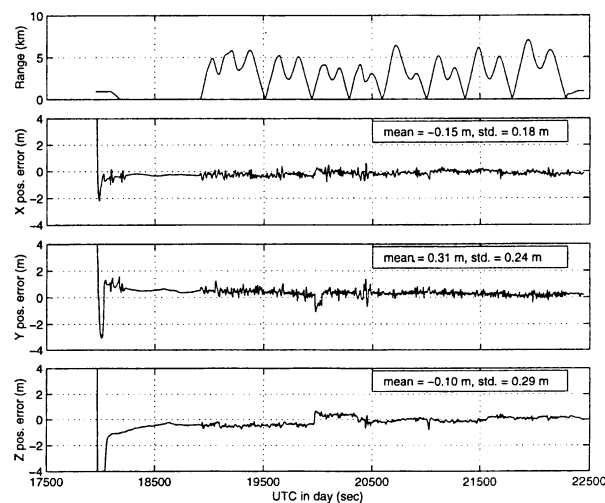


図9(b) 搬送波位相DGPS/INS複合航法の測位精度
(その2、曲線進入着陸)

の実験でドルニエ機は合計29回、カテゴリーIからIII Cのフェーズを飛行した。図10はそのときの飛行経路をXZ平面にプロットするとともに、搬送波位相DGPS/INS複合航法の測位精度を示したものである。飛行経路の図において、実線は搬送波位相DGPS/INS複合航法の出力を、●印はキネマティックGPS航法の出力を示している。複合航法は64 Hzでデータ出力できるのでなめらかな実線となるが、キネマティックGPS航法は1 Hzのデータレートであるため間欠的にプロットされる。各

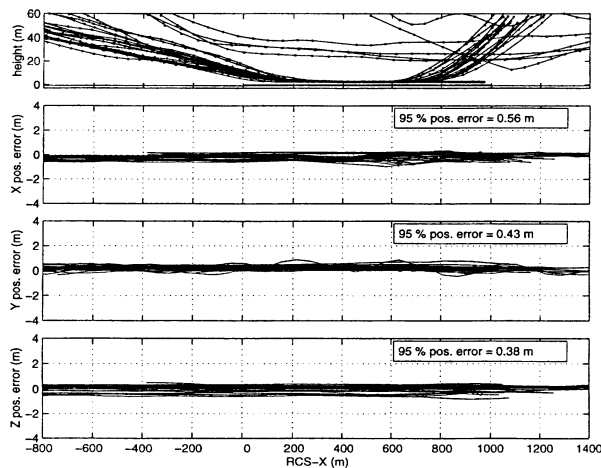


図10 飛行実験全ケースにおける精密進入着陸時の測位精度

フライトとも測位誤差はほぼバイアス的に現れ、精度は各軸で 0.38 m ~ 0.56 m (95% 値) であった。この値は、表 3 に示した理論精度予測と比較すると若干大きめである。誤差が大きくなった原因としては、第一に基準軌道とした二周波キネマティック GPS 航法の誤差が考えられる。キネマティック GPS 航法は 1 Hz の計算周期で、しかも航法フィルタ (時定数の大きなカルマンフィルタ) を通ったあとの航法情報を入力するので、真のダイナミクスに対して遅れをもつ可能性があり、おなじ時刻で両者を比較しても速度ベクトルの存在する平面内 (ダイナミクスが大きい) で、ダイナミクスによる航法誤差をもっている可能性がある。第二に、精度解析で仮定したモデルより大きな大気遅延量とマルチパスにより、実際の搬送波位相 DGPS/INS が大きな誤差をもったことが考えられる。

上記の飛行実験による測位精度評価を、他の研究例 (すべて飛行実証されたもの) とともに表 4 にまとめた。表 4 より、本報告で提案する搬送波位相 DGPS/INS 複

合航法と同等の測位精度をもつものは、FAA とオハイオ大が中心となって開発を進めている DGPS 単独航法システム (マルチパスの軽減策などに特長がある) と、すでに航空機の航法システムとしては開発対象からはずれたキネマティック GPS のみであることが分かる。利用性、連続性や航法情報の豊富さの面で高い性能をもつ DGPS/INS 複合航法では、ここで提案する方式が唯一、サブメートルの測位精度を達成した。

4.3 サイクルスリップ時のロバスト性

高い利用性と連続性を維持できることが搬送波位相 DGPS/INS 複合航法のもう一つの特長である。精度解析でも明らかなように、サイクルスリップが起きたときにキネマティック GPS 航法とは異なり測位結果の連続性が高い。このことを実証するために、飛行実験で得られた GPS データに擬似的にサイクルスリップを起こさせ、同じ一周波の GPS データを使う搬送波位相 DGPS/INS 複合航法とキネマティック GPS 航法の応答を比較し、提案するアルゴリズムのロバスト性を確認した。図 11 は、

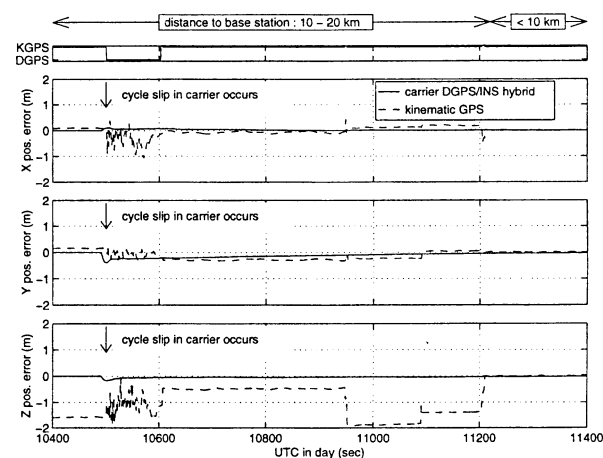


図 11 サイクルスリップ発生時の搬送波位相 DGPS/INS 複合航法とキネマティック GPS 航法の応答

表 4 飛行実証された測位精度と他の研究例

航法システム	実験機関	横方向	縦方向
搬送波位相 DGPS/INS	NAL	0.43 m (95%)	0.38 m (95%)
DGPS/INS (従来法)	NAL ⁹⁾	1.2 m (95%)	2.1 m (95%)
	ブランシュバイク工科大 ²⁰⁾	< 6.0 m	< 1.2 m *
	NASA ラングレー ²¹⁾	9.6 m (2 σ)	5.7 m (2 σ)
	ダイムラーベンツ ²²⁾	< 6.0 m	1.2 m (80%), 2.9m (max)
DGPS 単独	FAA/Wilcox ²³⁾	0.9 m (95%)	1.3 m (95%)
	FAA/オハイオ大 ('95) ²³⁾	1.4 m (95%)	1.2 m (95%)
	FAA/オハイオ大 ('97) ⁵⁾	0.22 m (95%)	0.46 m (95%)
キネマティック GPS	FAA/E-Systems ²³⁾	1.0 m (95%)	0.7 m (95%)
	FAA/スタンフォード大 ²³⁾	0.1 m (95%)	0.2 m (95%)

備考: * 電波高度計を併用。

GPS時刻10,500秒において全受信チャンネルでサイクルスリップが起きたときに、キネマティックGPS航法(図中点線)と搬送波位相DGPS/INS複合航法(図中実線)の測位精度が悪化する様子を示したものである。キネマティックGPS航法では、シュードレンジの平滑化に時間がかかるため100秒程度ノイズの大きなシュードレンジによるDGPS航法モードになっている(図中一番上のグラフを参照)。すなわち、連続してキネマティックGPS航法が継続できない。しかも一周波では電離層の補正ができないため、基線長が10 km以上では正しいアンビギュイティ解が得られておらず(偽解を選択している)、キネマティックGPS航法モードになっていても測位誤差が大きい。これがキネマティックGPS航法における連続性と利用性の限界であり、この欠点を考慮してFAAは精密進入着陸のための航法システムとしてキネマティックGPS航法を採用しなかった。一方、搬送波位相DGPS/INS複合航法の場合、GPSの搬送波位相がサイクルスリップで使用できなくなっても、本質的にINS航法であるため測位精度に不連続性がない。さらにサイクルスリップが終了した時点で、十分に精度が向上したINSデータによりアンビギュイティの初期値を再計算できるので、長基線でも偽解に収束することもなくもとの航法解に収束していく。このように、一周波のGPS受信機を使っても、連続性と利用性が格段に向上することが飛行実験データでも確認された。

5. おわりに

本報告では、搬送波位相を観測量とするDGPS/INS複合航法システムを考案し、高い利用性と連続性を維持したままで、測位精度をサブメートルのレベルまで向上させる手法について提案した。理論精度解析と飛行実証から以下の結論が得られた。

- ① 提案する手法は、従来のシュードレンジによるDGPS/INS複合航法フィルタを拡張したもので、ハードウェア構成、データ処理手順を変更する必要がない。
- ② 理論精度解析により、アンビギュイティの可観測性と測位精度の向上が予測できた。また、搬送波位相のサイクルスリップに対して測位精度の悪化がほとんどないことも予測した。
- ③ さまざまな飛行実験ケースでサブメートルの測位精度を実証した。飛行実験全ケースを評価した結果、精密進入着陸時の測位精度は縦方向0.38 m、横方向0.43 m(それぞれ95%値)であり、これはICAOで検討中のカテゴリーⅢの航法の精度の規定を満足するものである。
- ④ 提案する手法が、搬送波位相のサイクルスリップに

対してロバスト性を持ち、キネマティックGPS航法に比べ、連続性と利用性を大幅に向上していることを飛行実験データを使って明らかにした。

謝 辞

本報告で引用した飛行実験は、北海道大樹町の関係各位と航技研飛行統括室の全面的な協力を得て実施したものである。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Report of the ICAO GNSS Panel Working Group B, "Appendix E: Draft GNSS SARPS and Guidance Material - Version 6.0", Wellington, New Zealand, Feb. 1998.
- 2) Miyazawa, Y., et. al. : ALFLEX Guidance, Navigation and Control, Proceedings of the ALFLEX Symposium, NAL SP-39T, August 1998, pp. 27-43.
- 3) Corrigan, T. M., et. al. : GPS RISK ASSESSMENT STUDY FINAL REPORT, VS-99-007, January 1999.
- 4) Braff, R. : Description of the FAA's Local Area Augmentation System (LAAS), Navigation: J. of the Institute of Navigation, Vol. 44, No. 4, Winter 1997-1998, pp. 411-423.
- 5) Grass, F., et. al. : Ohio University/FAA Flight Test Demonstration Results of the Local Area Augmentation System (LAAS), Proceedings of ION GPS-97, The Satellite Division of the Institute of Navigation, Kansas City, Missouri, 1997, pp. 1623-1629.
- 6) Dierendonck, A. J., Fenton, P. and Hegarty, C. : Proposed Airport Pseudolite Signal Specification for GPS Precision Approach Local Area Augmentation Systems, Proceedings of ION GPS-97, The Satellite Division of the Institute of Navigation, Kansas City, Missouri, 1997, pp.1603-1612.
- 7) Tsujii, T., et. al. : Development of Kinematic GPS Software, KINGS, and Flight Test Evaluation, Technical Report of National Aerospace Laboratory, NAL TR-1357T, October 1998.
- 8) Harigae, M., Murata, M. and Tsujii, T. : Flight Evaluation of the DGPS-INS Hybrid Navigation System for Category III Automatic Landing, Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 91, AAS 95-622, pp. 771-785.
- 9) 張替 正敏:自動着陸のためのGPS航法システムの研究,日本航海学会誌 NAVIGATION, 第125号, 1995年, pp. 39-48.
- 10) 張替 正敏, 他: DGPS/INS複合航法(その

- 1, その2), 第12回誘導制御シンポジウム, 1995年, pp. 9-24.
- 11) 張替 正敏: 進入着陸のための DGPS/INS 複合航法システム—理論精度解析と飛行実験結果—, 第34回飛行機シンポジウム, 1996年, pp. 303-306.
- 12) 村田正秋, 張替正敏: GPSにおけるセレクトティブ・アベイラビリティ(選択利用性)の観測実験, 計測自動制御学会論文集, 第28巻, 第1号, 1992, pp. 40-49.
- 13) Parkinson, B. W., Axelrad, P. and Enge, P.: Global Positioning System: Theory and Applications Volume I, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 163, pp. 485-546.
- 14) Hatch, R.: Instantaneous Ambiguity Resolution, Proceedings of KIS Symposium 1990, Banff, September 1990.
- 15) Malys, S. and Ortiz, M. J.: Geodetic Absolute Positioning with Differenced GPS Carrier Phase data, Proceedings of 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, I, Las Cruces, New Mexico, 1989, pp. 487-499.
- 16) 張替 正敏: DGPS/INS 複合航法システムの理論精度解析とその飛行実証, 東京大学博士論文, 1997.
- 17) 船引 浩平, 村岡 浩治, 他: 曲線進入用トンネル表示の飛行実験評価, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998, pp. 337-340.
- 18) 張替 正敏: 航空機の精密進入着陸のための DGPS/INS 複合航法システム, 日本航空宇宙学会誌, 第45巻, 第524号, 1997, pp. 2-9.
- 19) RTCM Special Committee No. 104: RTCM Recommended Standards for Differential NAVSTAR GPS Service, Version 2.1, January, 1994.
- 20) 村田 正秋, 小野 孝次: GPS 応用—着陸複合航法システムの研究—, 航空宇宙技術研究所, 第33回研究発表会前刷集, 1995年, pp.11-20.
- 21) Vallot, L., Snyder, B., Schipper, B., Parker, N. and Spitzer C.: Design and Flight Test of a Differential GPS/Inertial navigation System for Approach/Landing Guidance, NAVIGATION, Vol. 38, No. 2, Summer 1991, pp.103-122.
- 22) Meyer, J. and Harder, H.: Application of INS/GPS Systems Integration to Increase Performance of Automatic Landing Systems, Proceeding of ION GPS-96, 1995, pp.755-762.
- 23) Braff, R., et. al.: FAA's Cat III Feasibility Program: Status and Accomplishments, Proceedings of ION GPS-95, 1995, pp.773-780.