

DGPS/INS 複合航法システムの
理論精度解析とその飛行実証

張 營 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

張替 正敏

概 要

本研究では、DGPS/INS複合航法システムが航空宇宙分野における将来の主要な航法システムになるとの立場から、その実用化のために必要不可欠な理論精度予測法の提案と飛行実験による検証を行う。

本研究で提案する理論精度予測の特長は、システムの航法センサであるGPSおよびINSの誤差モデルについて、それぞれのセンサ技術の最新の知見を用い、さらに不十分なものに関しては実験による実データを使った同定を行い、従来研究に比べ信頼度の高いモデルをもつこと。また、DGPS航法、搬送波位相の利用、など最新の航法アルゴリズムも含めて精度予測が可能なアルゴリズムであることである。

そして本研究で提案する理論精度予測法により、DGPS/INS複合航法システムで到達可能な航法性能の予測、その性能を規定する誤差源の判別、従来研究の実験データの解釈、などが可能になる。また、航法精度を決定する誤差要因を明らかにすることで、その影響を回避する新しいアルゴリズムの提案と評価が可能になり、より性能の高いDGPS/INS複合航法システムの実用化にも役立つ。

理論精度予測法は具体的に、DGPS/INS複合航法アルゴリズム、搬送波位相DGPS/INS複合航法アルゴリズム、マルチアンテナDGPS/INS複合航法アルゴリズムに適応され、それぞれのシステムがもつ性能と特長を予測した。予測結果は、DGPS/INS複合航法システムについて飛行実験により検証した。飛行実験結果は、理論精度予測と非常によい整合性を示しており、本手法の信頼性を確認することができた。さらに解析で用いたパラメータ値も地上実験データと合致しており、誤差モデルも妥当であったことを明らかにした。

この結果、本研究では、従来研究ではなかった信頼性の高いDGPS/INS複合航法システムの理論精度予測法を確立し、システムの実用化の進展に寄与することができた。

謝 辞

本研究を行うにあたり、長年にわたりご指導を頂いた工学部航空宇宙工学科 田辺徹教授に感謝を致します。また、本論文をまとめるにあたり貴重な助言を頂いた同堀 浩一助教授、中須賀 真一助教授に感謝いたします。

また、飛行実験の機会を与え下さり、有益な助言を頂いた、航空宇宙技術研究所企画室長 村田 正秋博士、元制御部長 岡部 正典氏、に感謝いたします。また実験中、数々の貴重な討論をさせていただいた同研究所飛行実験部の方々、制御部計測研究室の辻井 利昭氏に感謝いたします。

また、著者が技術者として勤務したときに同僚としてお世話になり、その後、飛行実験システムのハードウェアの構築に力をお貸しいただいた(株)東芝宇宙開発部の方々に感謝いたします。

目 次

概要	i
謝辞	ii
図表リスト	vi
記号表	ix
1. 序論	1
1. 1 航法の将来像とGPS	1
1. 2 GPSにおける技術的課題とDGPS/INS複合航法システム	5
1. 3 研究の目的	8
1. 3. 1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の問題点	8
1. 3. 2 本研究の目的	18
1. 4 構成	20
2. DGPS/INS複合航法システムの定式化	21
2. 1 DGPS/INS複合航法システムの特長と構成	21
2. 2 複合航法センサの定式化	25
2. 2. 1 GPSの定式化	25
2. 2. 2 DGPSの定式化	30
2. 2. 3 INSの定式化	32
2. 3 航法フィルタの定式化	35
3. DGPS/INS複合航法システムの理論精度予測法	39
3. 1 精度予測のための共分散解析アルゴリズム	39
3. 2 従来の誤差モデルと精度予測値	44

3.3	本研究で提案する複合航法センサの誤差モデル	49
3.3.1	GPS誤差モデル	49
3.3.2	DGPS誤差モデル	65
3.3.3	INS誤差モデル	69
3.4	本研究で提案する理論精度予測法	74
4.	本研究で提案する理論精度予測法による精度予測結果	81
4.1	精度予測の目的	81
4.2	各誤差源の航法精度に対する影響とGPS/INS複合航法の精度予測	82
4.3	DGPS/INS複合航法の精度予測	90
4.4	搬送波位相DGPS/INS複合航法の精度予測	100
4.5	マルチアンテナDGPS/INS複合航法の精度予測	111
5.	理論精度予測法の飛行実証	124
5.1	DGPS/INS複合航法飛行実験システム	124
5.1.1	飛行実験システムの概要	124
5.1.2	航法性能評価の指標	129
5.2	着陸航法実験によるDGPS/INS複合航法システムの性能評価	132
5.3	理論精度予測法の飛行実証	143
6.	結論	162
6.1	結論	162
6.2	今後の課題	164

補随1. GPSで用いられる時系と座標系	166
補随2. 放送暦と精密暦	170
補随3. 電離層遅延と対流圏遅延のモデル化	172
補随4. INS座標系の定義	175
補随5. キネマティックGPS航法アルゴリズム	176
補随6. 精度解析の宇宙分野への応用 -ランデブドッキングDGPS-	180
参考文献	184

図表リスト

表 1.1-1	自動着陸に必要な航法システムの精度要求	3
表 1.1-2	完全性および連続性の基準の例	4
表 1.2-1	GPSの技術的課題	6
表 1.3-1	DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点	9
表 1.3-2	従来研究における課題と本研究における課題解決のアプローチ方法	19
表 2.1-1	GPSとINSの特長	22
表 2.2-1	シェードレンジの誤差源とその大きさ	28
表 3.2-1	従来の誤差モデルとその問題点	45
表 3.3-1	SAモデルで用いるパラメータ値	53
表 3.3-2	クロック誤差源とその数学モデル	58
表 3.4-1	GPS/INS複合航法における誤差空間	78
表 4.2-1	各誤差源がGPS/INS複合航法に与える影響	86
表 4.3-1	ディファレンシャル航法時のGPS誤差源の影響度モデル	92
表 4.3-2	DGPS/INS複合航法の測位精度予測（高精度センサ使用）	93
表 4.3-3	中精度光ファイバ・ジャイロを使用した場合	93
表 4.4-1	搬送波位相DGPS/INS複合航法システムの測位精度予測	103
表 4.5-1	マルチアンテナDGPS/INS複合航法の姿勢精度	118
表 5.2-1	レーザ軌道とキネマティックGPSの差	137
表 5.3-1	DGPS/INS複合航法の子測精度と実験結果との比較	143
表 5.3-2	3軸テーブル試験におけるセンサ入力と入力誤差	148
表 5.3-3	ジャイロのスケールファクタ誤差	149
表 5.3-4	ジャイロバイアスの安定度（相関時間600秒での値）	150
表 5.3-5	加速度バイアスの安定度（相関時間600秒での値）	151

図 2.1-1	DGPS/INS 複合航法システムのブロックダイアグラム	24
図 3.3-1	SA の実験データ	51
図 3.3-2	平滑化した SA と SA の時定数の推定結果	52
図 3.3-3	電離層と GPS 信号の伝搬経路	57
図 3.3-4	対流圏と GPS 信号の伝搬経路	57
図 3.3-5	水晶発振器の短周期安定度	59
図 3.3-6	慣性センサの誤差モデル	70
図 3.4-1	理論精度予測法のフローチャート	80
図 4.2-2	GPS/INS 複合航法の精度予測	87
図 4.3-1	DGPS/INS 複合航法の精度予測	94
図 4.3-2	中精度光ファイバジャイロを使用した場合の精度予測	97
図 4.4-1	搬送波位相 DGPS/INS 複合航法の精度予測	104
図 4.4-2	搬送波位相アンビギティの推定精度予測	106
図 4.4-3	チューニング後の精度予測	107
図 4.4-4	サイクルスリップ検知時の精度	108
図 4.4-5	非検知サイクルスリップ 1 回の精度	109
図 4.4-6	非検知サイクルスリップ 2 回の精度	110
図 4.5-1	マルチアンテナ DGPS/INS 複合航法システム の幾何学的関係	119
図 4.5-2	マルチアンテナ DGPS/INS 複合航法の精度予測	120
図 4.5-3	アンテナ間搬送波位相アンビギティの推定精度予測	122
図 4.5-4	マルチアンテナ DGPS/INS 複合航法の精度予測 (アーム長 80 m)	123
図 5.1-1	DGPS/INS 複合航法実験システムの全体図	128
図 5.1-2	仙台空港と地上実験設備	128
図 5.1-3	精密着陸進入のための航法精度要件	131

図 5.2-1	実験全体の飛行プロファイル	138
図 5.2-2	着陸進入飛行での位置推定	139
図 5.2-3	DGPS/INS 複合航法とキネマティック GPS の位置の差	140
図 5.2-4	DGPS/INS 複合航法とキネマティック GPS の速度の差	140
図 5.2-5	DGPS/INS 複合航法の姿勢角推定精度	141
図 5.2-6	DGPS/INS 複合航法による加速度バイアス推定	141
図 5.2-7	DGPS/INS 複合航法によるジャイロバイアス推定	142
図 5.2-8	レーザ軌道とキネマティック GPS の差	142
図 5.3-1	静止しているときの DGPS/INS 複合航法の速度の推定誤差	153
図 5.3-2	位置誤差 (飛行実験データと精度解析結果)	154
図 5.3-3	速度誤差 (飛行実験データと精度解析結果)	155
図 5.3-4	姿勢角誤差 (飛行実験データと精度解析結果)	156
図 5.3-5	加速度バイアス誤差 (飛行実験データと精度解析結果)	157
図 5.3-6	ジャイロバイアス誤差 (飛行実験データと精度解析結果)	158
図 5.3-7	ジャイロのスケールファクタ	159
図 5.3-8	ジャイロのバイアス短期安定度	159
図 5.3-9	加速度計のバイアス短期安定度	160
図 5.3-10	地上定点でモニタした飛行実験中の SA	161
図 5.3-11	SA の電力密度	161

記号表

ρ	シュードレンジ
t_2	GPS衛星に搭載されている時計で測ったGPS信号送信時刻
t_3	受信機の時計で測ったGPS信号受信時刻
c	光速
$\delta\rho$	受信機で伝播時間を測定するときのエラー (観測ノイズ)
T_2	送信アンテナの位相中心を信号が出た瞬間のGPSタイム
T_3	受信アンテナの位相中心に信号が到達した瞬間のGPSタイム
dt_2	衛星搭載時計のGPSタイムに対するオフセット ($=t_2 - T_2$)
dt_3	受信機時計のGPSタイムに対するオフセット ($=t_3 - T_3$)
R_A	送信アンテナの位相中心の慣性座標系に関する位置ベクトル
R	受信アンテナの位相中心の慣性座標系に関する位置ベクトル
r_A	WGS 84座標系における送信アンテナの位置ベクトル
r	WGS 84座標系における受信アンテナの位置ベクトル ($= (x, y, z)^T$)
d_{iono}	電波が伝播中に、電離層によって受ける遅延量
d_{trop}	電波が伝播中に、対流圏によって受ける遅延量
d_{sig}	Sagnac 効果
r_m	放送曆を使って計算した送信アンテナ位置 ($= (x_m, y_m, z_m)^T$)
Δt_2	放送曆を使って計算した衛星クロック誤差
d_{SA}	SA誤差をレンジ誤差に変換した値
ω_e	WGS 84で採用している地球の平均自転速度
θ_2	GPS信号の搬送波の位相
θ_3	受信機ローカルクロックの位相
ϕ	搬送波位相データ (観測量)
$\delta\phi$	受信機で搬送波位相を測定するとき生じるエラー (観測ノイズ)
n	搬送波位相アンビギティ (整数)
ω_L	GPS信号の送信周波数 (L1...1575.42 MHz, L2...1227.6 MHz)
θ_{20}	GPS信号の位相の初期値
θ_{30}	受信機ローカルクロックの位相の初期値
$\Delta\phi$	デルタレンジ (観測量)

di_2	GPS衛星搭載時計のドリフト
di_3	受信機搭載時計のドリフト
$\delta\phi'$	受信機でデルタレンジを測定するときに生じるエラー (観測ノイズ)
r_b	基準点の位置
ρ_b	基準点で受信したシュードレンジ
t_{b1}	基準点での観測時刻
\bar{p}	DGPSで使用するシュードレンジ観測量
$\delta\rho_{dgp}$	DGPSでのシュードレンジの観測ノイズ
$\bar{\phi}$	DGPSで使用する搬送波位相観測量
n_{dgp}	DGPSでの搬送波位相アンビギティ
$\delta\phi_{dgp}$	DGPSでの搬送波位相の観測ノイズ
r^i	慣性空間における飛翔体の位置ベクトル
a^i	加速度計などで計測される飛翔体の加速度ベクトル
g^i	地球重力加速度
t_0	INS計算開始時刻
r^e	地球固定座標系での飛翔体の位置ベクトル
C_a^b	a座標系からb座標系への変換行列
ω_a^i	地球固定座標系の慣性座標系に対する回転を表す角速度ベクトル
Ω_a^i	ω_a^i のスキュー・シンメトリック・フォーム
v^e	航法座標系における対地速度
g^e	航法座標系における重力加速度
L	飛翔体の緯度
l	飛翔体の経度
h	飛翔体の高度
r_m	現在地における地球の子午半径
r_p	現在地における地球の大円半径
x	航法状態ベクトル
F	システムダイナミクス行列
w	平均値0のシステムノイズベクトル
Φ	遷移行列
P	共分散行列

Q	プロセスノイズ行列
q	システムノイズの電力密度行列
z_{k+1}	時刻 t_{k+1} における観測データ
h_{k+1}	時刻 t_{k+1} における観測行列
v_{k+1}	時刻 t_{k+1} における観測ノイズ
k	カルマンゲイン
r_{k+1}	観測ノイズの分散
x_k	DGPS/INS複合航法システムにおいてフィルタで推定される航法状態量
$x_{k,err}$	航法フィルタでは推定されないが、航法状態量の推定に影響を与える誤差源
Φ^*	変数 x_k に関して航法フィルタで仮定している時間更新のための遷移行列
W	次元を変換するための行列
$\Delta\Phi$	遷移行列のモデル誤差
V	真値と航法誤差の相関値
U	真値の共分散
k_k^*	航法フィルタで計算されたカルマンゲイン
h_k^*	航法フィルタで用いる観測行列
Δh_k	観測行列のモデル誤差
$d_{SA,S}$	短周期のSAレンジ誤差
$d_{SA,L}$	長周期のSAレンジ誤差
$T_{SA,S}$	短周期のSA誤差の時定数
$T_{SA,L}$	長周期のSA誤差の時定数
$w_{SA,S}$	短周期のSA誤差のプロセスノイズ
$w_{SA,L}$	長周期のSA誤差のプロセスノイズ
$d_{iono,i}$	i 番目のGPS衛星の電離層遅延
E_i	ユーザから i 番目のGPS衛星を見たときの仰角
A_i	ユーザから i 番目のGPS衛星を見たときの方位角
$d_{trop,c}$	天頂方向のGPS衛星の対流圏遅延
$d_{trop,i}$	i 番目のGPS衛星の対流圏遅延
δp_m	マルチパス誤差
A	GPS信号の振幅
C_j	C/Aコードなどレンジ測定のためのコード信号

α	マルチパス信号の振幅を決めるスケール値
δ	反射などによる信号の到達時間の遅れ
σ_m	マルチパス誤差の大きさ
T_m	マルチパス誤差の時定数
w_m	マルチパス誤差を励起するプロセスノイズ
σ_{clk_short}	クロック短期安定度
\bar{f}_k	正規化されたクロック周波数の時刻 k における τ 秒間の平均値
n_r	周波数ランダムウォーク
w_{nr}	ランダムウォークを励起するノイズ
n_{f1}, n_{f2}	フリッカーノイズ
w_{nf}	フリッカーノイズを励起するノイズ
C/N_0	GPS信号の受信機における信号対雑音電力密度比
Δ	PRNコードの1チップの長さ
λ	搬送波の1波長の長さ
B_{IF}	受信機中間周波数部のバンド幅
B_D	デレイロック・ループのバンド幅
B_C	コスタス・ループのバンド幅
σ_p	シュドレンジの観測ノイズの標準偏差
σ_ϕ	搬送波位相の観測ノイズの標準偏差
x_{GPS_err}	GPS誤差モデルの状態量
w_{GPS_err}	GPS誤差モデルのプロセスノイズ
F_{GPS_err}	GPS誤差モデルのシステム行列
p_{err}	シュドレンジの観測量誤差
ϕ_{err}	搬送波位相の観測量誤差
M_{SA}	DGPSにおけるSAの影響度
M_{iono}	DGPSにおける電離層遅延の影響度
a_{solar}	太陽活動の強弱を示すスケール値
M_{iono_dGPS}	DGPSにおける対流圏遅延の影響度
p_{err_dGPS}	DGPSにおけるシュドレンジの観測量誤差
ϕ_{err_dGPS}	DGPSにおける搬送波位相の観測量誤差
δa	加速度計誤差

$\delta\omega$	ジャイロ誤差
m	IMUのアライメント誤差
s	IMUのスケールファクタ
b	IMUのバイアス (ゼロ点オフセット)
w	IMUの出力ノイズ
x_{INS_err}	INS誤差モデルの状態量
w_{INS_err}	INS誤差モデルのプロセスノイズ
F_{INS_err}	INS誤差モデルのシステム行列
δr^d	緯度、経度、高度誤差 $(=(\delta L, \delta l, \delta h)^T)$
δv^n	北方向速度、東方向速度、下方向速度誤差 $(=(\delta v_N, \delta v_E, \delta v_D)^T)$
δe^n	ロール、ピッチ、ヨー角誤差 $(=(\delta\phi, \delta\theta, \delta\psi)^T)$
$x_{GPS/INS}^*$	GPS/INS複合航法搭載モデルの状態量
$w_{GPS/INS}^*$	GPS/INS複合航法搭載モデルのプロセスノイズ
$F_{GPS/INS}^*$	GPS/INS複合航法搭載モデルのシステム行列
$\hat{x}_{GPS/INS}$	GPS/INS複合航法の現在の出力値
$\hat{h}_i^*(t)$	GPS/INS複合航法搭載モデルの観測方程式
$T_d^*(t)$	緯度・経度・高度から地球中心・地球固定座標系へ変換する関数
\hat{h}_i^*	GPS/INS複合航法搭載モデルのヤコビ行列
$h_{s,i}$	i 番目の衛星の搬送波位相アンビグイティに関するヤコビ行列
r_i^b	i 番目のアンテナの基準アンテナからの位置
r_b	地球固定座標系における基準アンテナの位置
$\nabla\phi$	アンテナ間の搬送波位相の差分値
δw_1	翼の変形表す変数

第1章

序論

1.1 航法の将来像とGPS

航空宇宙分野における航法とは、飛翔体の3次元の位置、速度および、姿勢角情報などを計測し、それを他のシステムで使用可能な形で出力することを指している。これらの情報は、飛翔体を目的通りに誘導、制御するために不可欠なものであるのもちろんのこと、例えば地球観測衛星のデータに付加され、後処理の過程で重要な役割を果たすなど、データの付加価値を高めるためにも使われる。近年になり、人工衛星のミッションが複雑になったことや、あるいは航空機の安全でかつ効率的な運航が強く求められるようになったことから、航法に対する要求も高度になってきている。

将来の航法システムがもつべき機能をまとめると以下のものがあげられる。

- 自律的なシステムであること
- 情報の精度が高く、いつでもどこでも計測可能なこと
- 種々のミッションに対応した情報を出力できること
- 使用するセンサの故障などに対して適応性のあるシステムであること
- ハードウェア的に優れ、低価格であること

これらの機能をさらに詳細に述べると以下のようになる。

自律的なシステムであること (autonomy) [1]

NASA (National Aeronautics and Space Administration、アメリカ航空宇宙局) では、衛星を追跡し軌道決定を行うためのシステムとして、地上追跡データネットワーク (GTDN、Ground Tracking and Data Network) と深宇宙ネットワーク (DSN、Deep Space Network) の2つのネットワークを維持し、さらにデータ転送用の衛星システム (TDRSS、Telemetry and Data Relay Satellite System) を使用している。また、アメリカ空軍においても同様のシステムを所有している。1988年の空軍の研究に

よれば、一つの衛星を維持、運用するために平均8名の管制員が必要とされる。さらにコンピュータの維持、データ解析に必要な人間まで含めると200名程度の人間が係わっている。これらの要員を、増え続ける衛星ごとに確保するためにはばく大な予算が必要になる。航空管制の分野では、空港周辺での航空交通量の増大により、地上の人間がレーダーで航空機の位置を把握しながら安全にしかも効率よく管制することが困難になりつつある。そこで従来、地上局で人間を介して行ってきたこれらの作業を、オンボードで自律的に、しかも正確に行うためのシステムが必要になってくる。自律的な航法システムは、飛行体が搭載する機器により、自らの位置、速度、姿勢などを計測し、それを他の搭載システムに送信する。地上の人間は、ミッションに関する基本的な命令を入力するだけとなる。

情報の精度が高く、いつでもどこでも計測可能なこと (accuracy and availability)

航空機の飛行安全性を高める一つの手法として、空港への離発着の作業からパイロットを排除した完全自動操縦による運航が提案されている。これを実現するためには非常に正確な航法情報が必要であるが、ICAO (International Civil Aviation Organization) では、その精度を3つのカテゴリーに分類して表 1.1-1 のように定めている [2]。またそれぞれのカテゴリーごとに、航法データが取得可能な高度条件に対しても規定がある。とくに全天候下 (最悪の場合で視界 0 m) で自動着陸が可能なカテゴリー III C では、この航法精度を滑走路だけでなく、航空機が誘導路を通じて駐機場で停止するまでの間ずっと維持しなければならない。

宇宙分野においても、航法システムの高精度化が求められている。1992年に打ち上げられた海洋観測衛星 TOPEX/POSEIDON では、電波高度計を利用して全世界の海面の高さを測定するために、軌道決定を数 cm の精度で行っている。

このように、航空宇宙分野における航法精度の要求は格段に厳しくなっており、しかも常時、全世界で、どのような環境下でも、実時間で連続的に情報を出力し続けなければならない。

表 1.1-1 自動着陸に必要な航法システムの精度要求 (95%値)

運航フェーズ	決心高度	横方向	縦方向
カテゴリー I	30.5 m	7.7 m	2.5 m
カテゴリー II	15.2 m	6.6 m	1.2 m
カテゴリー III A	11.9 m	6.0 m	0.6 m
B	2.4 m	6.0 m	0.6 m
C	0.0 m	6.0 m	0.6 m

注：精度要求値は、MLS (Microwave Landing System) を対象に現在提唱されているもの。

種々のミッションに対応した情報を出力できること (variety)

航法情報として必要なデータは位置、速度、姿勢情報だけではない。飛行体を正確に誘導、制御するためには、加速度、角速度情報も必要である。これらのデータは、飛行体のダイナミクスに応じて、数Hz～数十Hzのレートで出力されなければならない。また、ランデブドッキングを行う衛星では、絶対位置、絶対速度情報よりも、相対位置、相対速度、相対姿勢情報の方が重要である。

このように、航法システムは、使用されるミッションに応じた情報内容、出力レートに対応できるよう設計されなければならない。

使用するセンサの故障などに対して適応性のあるシステムであること (integrity and continuity)

航法システムに対する要求として精度のほかに重要なものに、データの完全性 (インテグリティ) と連続性がある。完全性とは、データの中に誘導制御にとって許容できない誤差が含まれていないことを規定しており、連続性はデータが途切れないことを要求している。例えば、航空機の非精密進入でICAOの提唱している完全性および連続性の基準は、表 1.1-2 で示すようなものである [2]。このように、航法システ

表 1.1-2 完全性および連続性の基準の例

飛行フェーズ	非精密進入及び離陸
測位警報限界	0.3 n.mile
警報までの時間	10 秒
非検出誤り率	1.8×10^{-9} /hr
故障の最大継続時間	60 秒
最大発生頻度	7.6×10^{-3} /hr

ムとしては単に精度が良いだけではなく、センサの故障などに対してロバストなシステムであること、すなわち故障時にはそれを検知して警報を発令し、故障源を分離して航法精度の急激な悪化を抑えつつ、航法情報は継続的に出力するといった機能が必要なのである。

ハードウェア的に優れ、低価格であること (cost efficiency)

搭載システムとして成立するためには、ハードウェア的に優れている必要がある。宇宙航空の分野では、ハードウェアの重量、消費電力、信頼性は重要なパラメータであり、これらを満足しつつ低価格のシステムであることが重要である。近年の avionics の流れには、なるべく機構的な部分を少なくし、電気的な要素でシステムを構成しようとする動きが見られる。

将来、こういった機能すべてを満足する航法システムを構築するためには、全地球型の衛星航法システム (GNSS、Global Navigation Satellite System) が不可欠である。本研究では、GPS (Global Positioning System、全世界測位システム) を精度向上のために必要不可欠な航法センサとして用いているが、アメリカにおいても将来型の航空航法システムのあり方を討議する委員会 (FANS委員会、Special Committee on Future Air Navigation Systems) でGPSの精度の高さが注目され、着陸航法システム

として精度、信頼度、利便性の各面から、実験を含めた検討が行われている [2]。

GPSは、米国国防総省が開発した人工衛星（軌道高度約2万km、全世界で利用可能のように24個の衛星が配置されている）を用いた電波航法システムで、1978年に最初の試験用ブロックI型衛星が打ち上げられて以来、概念実証段階、生産開発段階を経て、1993年に初期運用段階（IOC、Initial Operational Capability）に入った。さらにその後10年間は、全世界、24時間連続で、民間に開放されたC/Aコード（スペクトル拡散通信のための暗号コード、コード情報は公開されている [3]）による航法が可能となるようシステムを維持することも、米国の責任において保証された。GPSに類似の衛星航法システムとして、旧ソ連が開発していたGlonass（Global Orbiting Navigation Satellite System）はロシアに引き継がれ、1996年に24衛星からなる宇宙部分を完成し運用段階に入る。

1. 2 GPSにおける技術的課題とDGPS/INS複合航法システム

GPSの最大の特長は、地球近傍のどこにいても衛星からの電波を受信しさえすれば機上で自らの位置、速度が求まるという点である。従来、このような機能をもつ航法センサとしてはINS（Inertial Navigation System、慣性航法システム）以外にはなかった。しかも、INSは長時間運用するとそのセンサドリフトが蓄積し、位置、速度精度が急激に悪化するという欠点があったのに対して、GPSでは時間によらず航法精度が一定である。そのため、GPS受信機の低価格化にともない、GPSを航法センサとして利用するユーザの数が船舶、自動車と急激に増えていった。

しかし、航空宇宙分野では実用化が遅れ、GPSをまだ主要な航法センサとして使用していない。これは、表1.2-1に示すような技術的課題がGPSにあったからである。

これらの技術課題を解決するための手法として、INSとの複合航法とディファレンシャルGPS（DGPS、Differential GPS）航法がある。GPSとINSとの複合航法システムは、GPSの安定した精度をもつ観測データにより、時間とともに増

表 1.2-1 GPS の技術的課題

GPS の技術的課題	技術的課題の内容とその要因
航法精度	GPS 単独航法では水平面 100m、高度方向 150m が測位精度である。これは GPS の軍事利用を恐れたアメリカが精度劣化のための誤差 SA (Selective Availability) を意図的に加えているためである。この結果、航空宇宙分野では測位精度が不十分となってしまった。
航法データの内容	GPS により位置、速度情報を計測できる。しかし、航空機の誘導制御では姿勢角、姿勢レート、加速度情報、なども必要であり、GPS のみで航法システムが完結しない。
ダイナミクス	GPS 受信機では信号に含まれるノイズを軽減し、測位精度を上げるため、追尾ループのバンド幅を小さく取っている。その結果、有効なデータは数 Hz 程度のレートでしか出力できない。また、機体のマヌーブによりアンテナに信号が届かなくなるとデータが出力できず、復帰にも時間がかかる。

大する INS のドリフト誤差を推定、除去しようとするものである。誤差の推定には INS ドリフト誤差のダイナミクスをモデル化したカルマンフィルタが用いられる。この手法は、GPS の開発段階でもおもにアメリカ空軍において研究が進められたもので、Cox [4] は、複合化のメリットとして次の点を上げている。

- (1) INS の欠点である時間とともに増大するドリフト誤差を抑えることで、ダイナミックレンジの広い、位置、速度、姿勢角、姿勢レート、加速度情報が安定して得られる。
- (2) 飛行機が激しい運動下にあるとき、あるいは劣悪な信号環境下にあるときに GPS 信号の受信を安定させることができる。

(1) の航法精度の向上に関しては、Myers [5] や Brockstein [6] がシミュレーションによる解析を行っており、位置精度 (1σ) は水平面 4.6m、高度方向 12.2m、速度精度 (1σ) は水平面 4.6cm/s、高度方向 9.1cm/s などの数値が示されている。また、Tanabe と Harigae が、GPS/INS の他にスタートラッカ (恒星センサ) も複合化させた人工衛星のための姿勢、軌道決定システムを提案し、シミュレーションと地上実験によりその精度を確認している [78-81]。それによれば、

位置誤差13m、姿勢角誤差0.09°の性能が得られている。

(2)のGPS受信機の性能向上については、とくに激しいマヌーバを行う戦闘機で重要なメリットである。GPS信号の初期捕捉、アンテナの向きに応じた衛星選択、信号追尾を確実なものにするための支援信号生成、追尾ループパラメータの適応制御などにINS情報が役に立つとして様々な手法が提案されてきた。たとえば、Carrol [7]によるINSの速度情報をGPS受信機の追尾ループに送ることで高gマヌーバ下で信号ロスを防ぐ方法、Hemesath [8]によるINSの加速度情報を用いたループパラメータの最適設計でサイクルスリップの発生確率を減らす手法、Tanabe [9]によるINSデータを使ったGPS受信機相関器のスライディングで追尾性能の向上を実現する方法などがある。ただしこれらの手法はどれも、GPS受信機とINSが深く結合して情報のやりとりをするため、ハードウェアの設計段階から複合化を前提にしなければならず、コスト的に高くなるというデメリットがある。

このようにGPS複合システムは早くから研究が進められ、1980年代にはリットン社からGPS受信機を含むINS装置も発表されたが [10]、実際に航空機に搭載された本格的な実験は1990年頃からようやく始まった。これはスペースシャトルの事故の影響でGPS衛星の配備が大幅に遅れたうえ、GPSシステムにSA (Selective Availability, 選択利用性) と呼ばれる誤差源が新たに加えられ、通常のGPS航法では十分な精度が得られなくなったこと、がその理由である。

GPSにSAが入り、INSと複合化しても航空宇宙分野で必要とされる測位精度が得られない、という問題に対して、地上の定点に設置したGPS受信機と機上の受信機とのデータを使って共通の誤差源を除去するディファレンシャル航法という新しい技術が提案された。これにより、SAによる測位精度の劣化のほとんどを回避することができる。さらに、GPS受信機自体の性能向上と、搬送波位相など従来利用を考えていなかった観測データが利用できるようになったことで、DGPS航法の精度は航空機の自動着陸で使用可能なレベルまで向上した。この結果、DGPS航法とINSを複合化させた航法システムが、航空宇宙分野における主要な航法システムとな

るとして、飛行実験による検証が盛んに行われるようになった。

DGPS/INS複合航法による飛行実験が最初に実施されたのは1989年7月に、ブランシュバイク技術大学(ドイツ)の飛行誘導制御研究所においてであり、GPS受信機(C/Aコード、5チャンネル)とストラップダウン型INSおよび電波高度計をカルマンフィルタによって統合した。飛行実験によって、縦方向は表1.1-1で示したICAOのカテゴリーIIを、横方向はカテゴリーIIIを満足したとされている[11]。ついで1990年11月にNASAラングレー研究センターがハネウェル社と共同で同様のシステムの飛行実験をのべ120回以上繰り返し、横方向5.7m、縦方向9.6m(2 σ)という結果を得ている[12]。その後1991年4月には、カルガリー大学のCannonが実時間での複合航法ではないが、静止点で搬送波位相のアンビギュイティを解き、そのあと、その位相データをを用いたキネマティックGPS/INS複合航法で、横方向85cm、縦方向60cm(最大誤差)の測位精度が得られたとの飛行実験結果を報告している[13]。

これらの実験的研究はいずれも、DGPS/INS複合航法によりGPSの技術的課題が解決され、GPSが航空宇宙分野で将来の主要センサとなる可能性を示している。

1.3 研究の目的

1.3.1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の問題点

このように、DGPS/INS航法の実験的研究が進められ、さらに理論精度解析も行われているが、他の分野に比べ安全性、信頼性が重要視される航空宇宙分野でのGPSの実用化が遅れている。これは、従来研究では飛行実験と精度解析が関連づけられて実施されておらず、その信頼性を保障する客観的データに欠けていたためである。

表1.3-1は、DGPS/INS複合航法システムに関する現在までの主要な研究を精度解析、飛行実験に分類しまとめたものである。それぞれの研究の概要と問題点を示す。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点 (1/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS精度解析	<p>Meyers, Brockstein, 1976, [5-6]</p> <p>GPSを用いてINSのドリフトを抑え、より高精度な航法システムが構築できることを数値的にシミュレーションで確認した初期の報告例である。</p> <p>複合化するためのカルマンフィルタの構成、INS誤差モデルの構築など、GPS/INS複合航法の基本コンセプトはすでにこの段階で確立していると言ってよい。</p> <p>シミュレーション結果はそれぞれで使用しているパラメータの違いから幅があり、測位精度として水平面9.2m~43.7m (2σ)、高度方向15.2m~24.2m (2σ) が得られ、速度の精度が水平面8.6cm/s~9.2cm/s (2σ)、高度方向9.0cm/s~18.2cm/s (2σ) が報告されている。また姿勢角に関する評価データもある。</p>	<p>GPS/INS複合航法の基本コンセプトを数値的に確認したという点で意義がある。ただし、現在の技術レベルからみて以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 当時、GPSはまだ実用化されておらず、シミュレーションで用いたGPS誤差モデルはきわめて不正確である。その結果、精度解析値そのものには信頼性がなく、値にも大きな幅がある。 2. INSに関しては当時から研究が十分なされており精緻なモデルであるが、現在のリングレーザジャイロの特性などは考慮されていない。 3. 実験によるシミュレーションの検証はない。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点 (2/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS精度解析	<p>Upadhyay, 1993 [1]</p> <p>NASAが、宇宙輸送機 (STV, Space Transfer Vehicle)、軌道上輸送機 (OMV, Orbital Maneuvering Vehicle) の航法システムとしてGPS/INS複合航法を採用したとき、得られる航法精度をシミュレーションにより予測した報告である。軌道上の航法ということで地球重力、大気抵抗の詳細モデルを組み込んで測位精度を上げようとしているところに特長がある。</p> <p>シミュレーション結果によると、コースティング時に20m (2σ) の測位精度が得られている。速度、姿勢角の推定精度に関するデータも報告されている。</p> <p>報告では、今後INSとGPSの実データによる検証を行うと述べられているが、現在のところ結果は公にされていない。</p>	<p>宇宙空間でのGPS/INS複合航法をシミュレーションした点で新規性がある。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. GPSモデルは、SAなし、大気遅延なし、と軍用のPPSユーザを念頭においている。一般ユーザの精度解析には応用できない。 2. 仮定しているINSセンサはリングレーザジャイロであるが、宇宙空間で使用できるか疑問がある。 3. ジャイロの誤差源はバイアスとホワイトノイズのみ、加速度計はスケールファクタとホワイトノイズのみ、と非常に簡単である。 4. 実データによる検証の必要性を述べているが、NASAからはまだ軌道上GPS航法の結果は報告されていない (ちなみに、実データを使ったDGPS軌道決定は、張替, 1995 [32]がある)。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点 (3/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS精度解析	<p>Hein, 1993 [85]</p> <p>GPS衛星が完全配備され、GPS受信機の性能が向上した最新テクノロジーの成果を精度解析に反映させた報告である。</p> <p>搬送波位相まで考慮したDGPS/INS複合航法の精度解析を共分散解析の手法を用いて行っている。INS誤差モデルはリングレーザジャイロを仮定している。搬送波位相のアンビギュイティの解法アルゴリズムについては言及していないが、既存のアルゴリズムで解けたと仮定して、飛行機を対象としたシミュレーションを実施した。</p> <p>その結果、位置誤差5cm、速度誤差5mm/s、姿勢角誤差0.003°の性能が得られると報告している。</p>	<p>現在のハードウェアの技術レベルから、DGPS/INS複合航法で得られる性能を数値的に予測した点で意義がある。ただし、以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 実験データがないため、精度解析の信頼性が評価できない。 2. GPS誤差は単にホワイトノイズで仮定され、DGPSにおけるマルチパス、大気遅延などの影響の評価ができない。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点(4/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS飛行実験	<p>Draper Lab., 1985 [43]</p> <p>GPS/INS複合航法を評価するための、最初の航空機を用いた本格的な実験と言ってよい。5チャンネルGPS受信機とレーザジャイロを搭載した双発のプロペラ機で、ボストン郊外上空を6周回した。オンボードでは11個の誤差状態量を推定するカルマンフィルタ、オフラインでは17個の誤差状態量を推定するカルマンフィルタを用いて複合航法を実施した。</p> <p>GPS衛星数がまだ十分でなかったため、衛星配置条件が悪いところで約40m、良いところで約10mの測位精度が得られている(この当時はSAなし)。位置の精度評価にはレーザトラッカが用いられている。</p> <p>17状態量のカルマンフィルタを用いた場合、INSのセンサキャリブレーションの効果により、GPS衛星の配置が悪い時間帯で、11状態量の場合と比べて、精度の悪化が緩やかであったと報告されている。</p> <p>このことを受けて、シミュレーションでGPSによる飛行中のINSセンサアライメント性能を評価している。その結果、INSに関して15状態量を推定するカルマンフィルタを用いれば十分効果があると結論づけている。</p>	<p>実機を用いた複合航法の検証としては最初のもので、GPSによる飛行中のINSセンサアライメントを実証した点で意義が大きい。しかし、以下の点で不十分であると考えられる。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 測位誤差の原因に関する考察がない。すなわち、飛行実験をシミュレーション等で検証していないため、10mの測位誤差がなぜ残るかのメカニズムが明確になっていない。 2. 位置以外の評価データがない。 3. アライメント性能を評価するためのシミュレーションが飛行実験と独立に行われているので、シミュレーションが正しいか客観的な検証ができない(仮定したINSセンサ性能、飛行プロファイルも実験と異なる)。 4. シミュレーションでGPSの誤差はホワイトノイズのみを仮定しており、実際の環境でシミュレーション通りのアライメント性能が得られるか分からない。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点 (5/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS飛行実験	<p>Technical University Braunschweig, 1991, 1993 [11, 82-83]</p> <p>DGPSによる複合航法を評価するための世界最初の飛行実験(91年に報告)と、INSとGPSの誤差モデルを組み込んだシミュレーションによる位置、姿勢角の推定精度の予測(93年に報告)を行っている。</p> <p>飛行実験は、D0128に搭載された5チャンネルGPS受信機、電波高度計、およびストラップダウン型INSをカルマンフィルタによって統合した。レーザトラッカによる測位精度評価の結果、縦方向はICAOのカテゴリーII(1.2m)、横方向はカテゴリーIII(6.0m)を満足する結果が得られたとしている。電波高度計をなくした結果はない。</p> <p>シミュレーションは、GPSについては大気遅延まで考慮し、INSについても十分な数の誤差源をモデル化している。ただし、おもに姿勢角のアライメント性能を評価する目的でシミュレーションを実施しているため、仮定したフライトパス等は飛行実験と整合性は取れていない。シミュレーションによる予測では電波高度計なしで、位置で数十cm、姿勢角で0.004°の精度が得られるとしている。</p>	<p>DGPS/INS複合航法が着陸航法に応用可能であるとの結果を実験的に示した最初の結果であり、いわゆるGPSによる着陸航法システムのバイオニア的な研究である。しかし、以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 飛行実験当時、GPS衛星の配備が十分でなく、かつ受信機の性能も現在に比べ劣っていたため、GPSとの複合化だけでは十分な性能が出ていない。 2. 位置以外の評価データがない。 3. その後実施されたシミュレーションは、おもに姿勢角のアライメント性能を評価するために行われており、実験データとの比較はされていない。 4. シミュレーションの測位精度予測値と実験値とは異なっているが、もともとフライトパス等も違い、その原因についての詳しい考察がない。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点(6/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS飛行実験	<p>NASA Langley Research Center, 1991 [12]</p> <p>NASA がハネウェル社の協力を得て行った実験で、2チャンネルGPS受信機、リングレーザジャイロを用いたINS、電波高度計による複合航法を実施している。</p> <p>レーザトラッカとMLSを用いて測位精度を評価した結果によると、DGPS/INS複合航法で縦方向9.6m(2σ)、横方向5.7m(2σ)の性能が得られた。飛行回数は100回以上とデータの信頼性が高い。さらに電波高度計を援用すると縦方向の精度が1.3m(2σ)と顕著に改善することも報告されている。この値は、同時期に行われたドイツのBraunschweig工科大学のデータと整合性がよく取れている。</p>	<p>本研究もDGPS/INS複合航法の着陸航法への応用を示したバイオニア的な飛行実験である。ただし、ドイツのBraunschweig工科大学の実験例と同じく、</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 飛行実験当時、GPS衛星の配備が十分でなく、かつ受信機の性能も現在に比べ劣っていたため、GPSとの複合化だけでは十分な性能が出ていない。 2. 位置以外の評価データがない。 <p>さらにこの報告では、</p> <ol style="list-style-type: none"> 3. 測位誤差の原因に関する考察がない。すなわち、飛行実験をシミュレーション等で検証していないため、航法誤差の要因が分からない。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点 (7/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
DGPS/INS飛行実験	<p>DARA and Daimler-Benz, 1995 [84]</p> <p>航空機の着陸航法システムに要求される性能を満足するにはINSとの複合化が重要であるとの立場から、DGPS/INS複合航法システムの飛行実験を行った最新の結果である。電波高度計は使用していない。</p> <p>飛行実験結果によると、フライト数の80%で縦方向1.2mの精度を満足した。GPS衛星の配置条件のよい時間帯での最大縦方向誤差は2.9mにとどまったとしている。</p> <p>さらに、故障時の適応性を評価する目的からGPSが30秒間使用できなくなったと仮定して、オフラインで実験データを解析した結果、カテゴリーⅢの航法精度要件を満足する性能が、INS単独で維持できたことも報告されている。</p>	<p>GPS衛星の完全配備と、近年のGPS受信機の性能向上の成果が、実システムを用いた飛行実験で反映された最新の報告である。複合航法の利点である故障時の適応性も実験データを使って評価されている。ただし、以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 飛行実験結果の速報であり、位置以外の評価が十分なされていない。 2. 測位精度はDGPS/INS複合航法で達成可能な最高性能を示していると考えられるが、この報告では理論的な解析を行っていないため、それを裏付ける客観的データが提示されていない。

表1.3-1 DGPS/INS複合航法に関する従来研究の概要と問題点 (8/8)

研究分野	従来研究の概要	従来研究の問題点
着陸航法システム	<p>DGPS/INS複合航法システムに関する研究ではないが、DGPS単独航法、キネマティックGPS単独航法による着陸航法システムとして米国で以下の最新報告がある。</p> <p><u>FAA, Wilcox, Ohio Univ., 1995 [76]</u> DGPS単独航法による着陸航法システムで、大型旅客機を用いてFAAの技術センターでそれぞれ100フライトの飛行実験を実施した。 Wilcox社の結果では、縦方向1.3m、横方向0.9mの測位精度が得られ、Ohio大学の結果では、縦方向1.2m、横方向1.4mの測位精度が得られたと報告されている。それぞれ、誘導制御誤差も含めた総合システム誤差も評価しているが、その結果はICAOのトンネルコンセプトで規定されるカテゴリーⅢを満足したと述べている。</p> <p><u>FAA, E-Systems, Stanford Univ., 1995 [76]</u> 搬送波位相を用いたキネマティックGPSで、GPSによって、数十cmの測位精度が得られることを飛行実験で実証した。本実験も大型旅客機を用いてNASAのCrows飛行場でそれぞれ100フライト実施された。 報告によれば、全てのケースで搬送波位相のアンビ</p>	<p>米国におけるGPS航法に関する研究の最新成果をFAAが中心になって4つのチームに競わせる形で飛行実証したもので、実験規模も大きくデータに信頼性がある。ただし、DGPS/INS複合航法を研究する上からは以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 実験で用いた旅客機の自動操縦系には、INSデータも入力されており、GPS単独で自動着陸が可能であるという飛行実証ではない。 2. 各報告は、飛行実験の速報値であり位置以外の航法精度は評価されていない(位置以外のデータがGPSから出力されていたか報告は触れていない)。 3. GPS単独航法の場合、GPS衛星が利用できなくなった時の対応が重要であるが、その評価はされていない(唯一、Stanford大学の実験中、1衛星が数十秒間不働になったので、着陸をアポートしたと報告されている)。 4. 理論的な評価はされておらず、この測位精度がGPSによる最高性能か客観的データはない。

	<p>ギユイティを機上において解くことができ、E-Systems社の結果では、縦方向0.7m、横方向1.0mの測位精度が得られ、Stanford大学の結果では、縦方向0.2m、横方向0.1mの測位精度が得られたと報告されている。E-Systems社の結果が悪いのは、評価に用いたレーザトラッカのキャリブレーションの精度が悪かったためで、航法精度としてはStanford大学と同等の性能が得られていたと推察できると述べている。Stanford大学の結果では、総合システム誤差も評価されており、カテゴリーⅢを十分満足したとされている。</p>	
--	---	--

表 1.3-1 によると理論精度解析に関する従来の研究は、そのいずれもが実データによる客観的な検証がなされていない。精度解析ではとくに誤差モデルの構造、使用するパラメータの値により精度予測値が大きく変化する可能性があり、これらに対して、最新のデータを用いる、実験的にモデルを同定する、といったアプローチをとることが必要である。一方、飛行実験に関する従来の研究は逆に、そのほとんどが理論精度解析を併用した総合的な評価がなされていない。すなわち、測位精度を実験的に求めただけで DGPS/INS 複合航法に関するすべての評価、としている研究がほとんどである。その結果、時代とともに DGPS/INS 複合航法の測位精度が変化しているが、なぜ精度が向上したか、どこまで向上するのか、といった知見が実験からだけでは得られず実用化を阻害する要因となっている。

1.3.2 本研究の目的

本研究では、DGPS/INS 複合航法システムが航空宇宙分野における将来の主要な航法システムになるとの立場から、その実用化のために必要不可欠な理論精度解析手法の提案とその飛行実験による検証を行う。この際、従来研究では精度解析と飛行実験が独立に行われているために生じた前節で述べたような問題点を、解析と実験のそれぞれを明確に関連づけて実施することで解決する。

表 1.3-2 は、精度解析、飛行実験それぞれに関する従来研究の課題を、本研究ではどのようなアプローチで解決するか具体的に示したものである。ここで示した6つのアプローチは全体として、最新のセンサ技術やGPSの利用アルゴリズムを考慮した系統的な理論精度解析の手法を構築し、飛行実験や地上実験のデータにより客観的にその有効性を証明することを目指している。その結果、本研究では、従来研究からは得られなかった、信頼度の高いDGPS/INS複合航法システムに関する設計ツールを確立することができた。

表1.3-2 従来研究における課題と本研究における課題解決のアプローチ方法

従来研究の課題	本研究における課題解決のアプローチ方法	アプローチの反映点
<p>精度解析では、誤差モデルの作り方、そのモデルで使用するパラメータの値、などにより予測される航法精度の値が大きく影響を受ける。70年代から始まった精度予測に関する従来研究も、時代とともに報告される結果が異なっている。それがハードウェア技術の進歩によるものか、システムに関する知見が足りないのか、精度予測の方法が間違っているのか、明確に判断できない。</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. ハードウェア技術の進歩による成果、システムに関する知見の向上の成果、は最新のものをを用いる。 2. 明かでない誤差源については、地上実験などの手段で得た実データに基づき誤差同定を行う。 3. 精度解析の結果は、位置だけでなく、センサキャリブレーション値まで含め、実験による実データと比較、評価して、解析の信頼性を示す客観的データを提示する。 4. 実験データと精度解析結果を一致させるために行った解析パラメータの変更は、事前の地上実験の結果から見て許される範囲かどうか確認する。 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 最新の大気遅延モデル、マルチパスモデルを使用した。 2. SAモデルを実データで検証した。 3. 精度解析の結果を飛行実験データと、位置、速度、センサ性能にいたるまで比較した。 4. INSセンサの地上試験データと解析パラメータを比較した。
<p>飛行実験では、位置に関する精度評価しか実施されていない（その他のデータについては報告がない）。速度、姿勢角、などのデータの評価も必要である。</p> <p>従来研究によると、実験による位置精度の値が時代とともに良くなっている。なぜ過去の実験に比べ精度が向上するのか、精度向上はどこまで進むのか、を客観的に示すデータが必要である。</p>	<ol style="list-style-type: none"> 5. 飛行実験で得られたDGPS/INSデータを単にレーザトラッカなどによる軌道と比較して評価とするのではなく、理論精度解析をその実験ケースで実施して、このデータと合わせ総合的に評価する。 6. 理論精度解析において、各誤差源の値を変えた感度解析を実施し、それを使って従来の実験値を評価する。また、現在の航法精度を規定する主要な誤差源を示し、精度向上の方策を提案する。 	<ol style="list-style-type: none"> 5. 実験で得られたデータを、同一の飛行パターン、同一のシステム環境下での精度解析値と比較した。 6. 各誤差源に関する精度の感度を求めた。搬送波位相DGPS/INS複合航法を提案した。

1. 4 構成

第2章では、DGPS/INS複合航法システムの構成を示し、システムで使用されるセンサであるGPSとINSの定式化、およびカルマンフィルタによる航法誤差推定アルゴリズムの定式化を行う。

第3章では、本研究で提案するDGPS/INS複合航法システムの理論精度予測の手法について述べる。精度予測に必要な共分散解析アルゴリズムの定式化を行ったあと、従来の研究ではその精度が不十分であったセンサ誤差モデルの構築を行う。誤差モデルの構築には、GPS、INSそれぞれのセンサ技術に関する最新の知見を用い、それでも不十分なものは実データによる同定を行う。また、このモデルは、DGPS航法アルゴリズム、GPS搬送波位相データの利用、も含めた精度解析を可能とするものである。

第4章では、提案する精度予測の手法を使ってDGPS/INS複合航法システムの精度予測を実施した結果を述べる。まず、①各誤差源に対する航法精度の感度解析を行い、従来の実験的研究で得られた測位精度データの理論的解釈を行う。そして、②DGPS/INS複合航法システムの精度予測、さらに、③DGPS/INS複合航法で主要な誤差源として残る受信機マルチパスの影響を減らし、精度を向上させるための搬送波位相DGPS/INS複合航法のアルゴリズムの提案とその精度予測、最後に、④姿勢角に関する幾何学的な可観測性が得られるマルチアンテナDGPS/INS複合航法の精度予測、を実施した結果を述べる。

第5章では、DGPS/INS複合航法システムを実ハードウェアを使って実際に製作し、飛行実験によりその精度を検証した結果を述べる。実験結果は、第4章で理論的に予測された航法精度と比較され、位置だけでなく、センサキャリブレーション値も含めて総合的に評価される。その結果、事前の地上実験の結果も含めて、実験データは理論精度解析とよく一致していることを示す。

第6章では、本研究で得られた結論と今後の課題、ここまでで述べられなかった研究の動向、についてまとめる。

DGPS/INS複合航法システムの定式化

2.1 DGPS/INS複合航法システムの特長と構成

複合化の目的は、多数のセンサからの情報を融合することにより、単独のセンサでは得られない航法性能を実現することにある。したがって、複合化するセンサを選択するときには、たがいに航法性能の欠点を補い合えるような組み合わせを選ぶことが重要である。表2.1-1は、GPSとINSについて、第一章で述べた将来の航法像をもとに、その特長をまとめたものである。対象とするユーザは、航空機、GPSを使用できる低軌道衛星である。

GPSに関しては、表1.2-1でも述べたように、航法精度、出力情報の内容、ダイナミクスに対するロバスト性といった点で技術的課題がある。航法精度は、DGPS航法や搬送波位相DGPS航法のアルゴリズムを採用することで向上するが、他の2つの技術的課題はいぜんとして残る。一方、INSは、システムの自律性、ロバスト性、そして出力情報の豊富さといった点でGPSを勝っている。とくにINSは、飛行状態に関わらず連続的に航法が可能である点が最大の特長で、航法出力も、位置、速度から加速度、姿勢レートまで幅広く、高頻度に出力することができるので、航法だけでなく、誘導、制御系も含めた総合的な制御性能が向上する。その結果、この2つのセンサを組み合わせることで、互いの技術的課題を補完しあうことができる。

他のセンサの組み合わせとして、GPSと同じ電波航法装置のVOR/DME (VHF Omni Range/Distance Measurement Equipment)、MLS、電波高度計も考えられるが、その性能をGPSと比較すると、精度、データの利用性 (VOR/DME、MLSは局周辺でしか使用できない、電波高度計は高度に制限がある)、データ内容のいずれもGPSより劣っている。GPSとこれらの項目で性能的に互角といえる電波航法システムは、現在のところロシアのGlonassのみである。

表 2.1-1 GPSとINSの特長

航法センサ	自律性	精度*	情報内容	ロバスト性	ハードウェア
GPS	ユーザに搭載される部分の他に、宇宙部分(GPS衛星)、地上部分(管制局)がある。	水平面 100 m (95%) 高度方向 150 m (95%)	・位置 ・速度 (6次元)	GPSシステムの故障時の対応で課題がある。	航法用 [14] 1 kg, 8 w 測量用 [15] 4 kg, 18 w
DGPS	GPS地上局を新たに設置する必要がある。	地上局周辺で、 水平面 2 m (95%) 高度方向 3 m (95%)	・位置 ・速度 または ・相対位置 ・相対速度 (6次元)	地上局からGPSシステムの信頼度情報を送信することで、ロバスト性を高めることができる。	GPSと同様
搬送波位相DGPS	DGPSと同様。	地上局周辺で、 水平面 10 cm (95%) 高度方向 15 cm (95%) 姿勢角 0.1° (1σ)	・位置 ・速度 または ・相対位置 ・相対速度 と ・姿勢角 (9次元)	搬送波位相データの捕捉追尾の安定性で課題がある。	GPSと同様
INS [16]	搭載部分でクローズした完全自律システム。	位置 2 n.mile/h 対地速度 8 Kts 上下速度 30 ft/min α - β °/sec 0.05° γ - 0.4° 角速度 0.1°/秒 加速度 0.01 g	・位置 ・速度 ・姿勢角 ・加速度 ・姿勢角速度 (15次元)	データの利用率、連続性、完全性の全ての航法要件において優れている。	60 kg, 280 w

注：* ここで示す精度は公称値、INSに関しては、スペックで最大誤差を示す。

また完全な自律センサとしてはINSの他には、宇宙機の姿勢決定システムで使用される恒星センサ、地球・太陽センサ、それと磁気計を組み合わせた軌道決定システムなども考えられるが、どれもデータの利用率(例えば、センサを地球や太陽に向け

るよう機体を制御しなければならないなど制約がある)、ダイナミクス下でのデータの連続性、データ内容、ロバスト性が劣っている。

これらを総合的に判断すると、表2.1-1で示すような要件を全て満足するセンサの組み合わせとしては、DGPS（搬送波位相DGPSも含む）/INS複合航法システム、もしくはさらにGlonassを追加したシステムが、基本的な航法センサの組み合わせとしてもっとも適切であると考えられる。そしてこのシステムに、例えば滑走路上では電波高度計を付加する、などの局所的な変更を加えて最適なシステム構成を選択するのがよい。その際、設計ツールとして、本研究で提案するDGPS/INS複合航法システムの理論精度解析が必要となる。

DGPS/INS複合航法システムの入出力関係と、アルゴリズムの構成を示したブロックダイアグラムを図2.1-1に示す。ダイナミックレンジが広く、情報内容が豊富なINS航法データの特性を生かすために、本システムではGPSデータを測位には用いず、INSにおける時間とともに増加するドリフト誤差を推定するための観測データとして用いる。図中、上半分はジャイロと加速度計の出力を積分するストラップダウンINS航法演算の部分で、本研究では64Hzのレートで計算している。この結果、INS航法データは、航空機のダイナミクスにも十分対応できるダイナミックレンジを持つことになる。図中、下半分はGPSデータを利用してINSのドリフト誤差を推定するフィルタ部分である。本研究では0.5~1Hzで入力されるGPSデータに同期したINS航法データを取り込み、両者を比較することでINS航法データに含まれるドリフト誤差とその原因となるセンサ誤差を推定している。推定されたこれらの誤差は、ストラップダウンINS航法演算にフィードバックされそれぞれの状態量の更正に用いられる。この結果、DGPS/INS複合航法では、INSのオープンループによる計算がGPSデータを使ったフィードバックループに変わり、安定した航法情報を出力できるようになる。

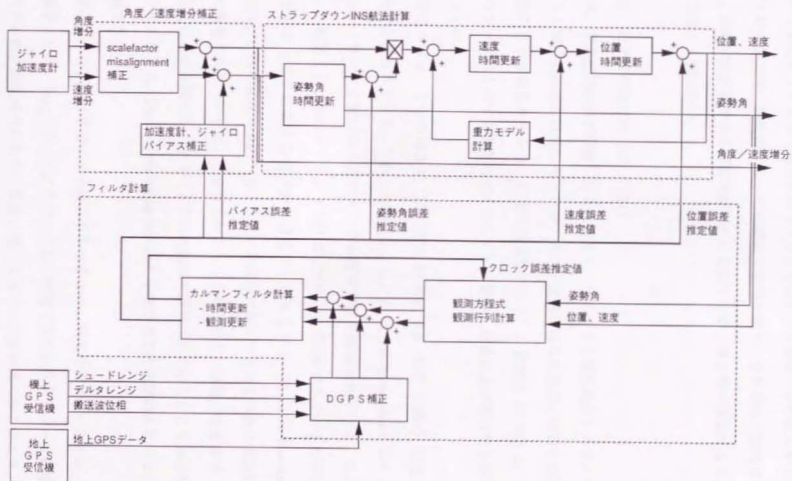


図 2.1-1 DGPS/INS 複合航法システムのブロックダイアグラム

2. 2 複合航法センサの定式化

ここでは、DGPS/INS複合航法システムを構成する各センサのについて、計測の原理とその定式化、誤差源についての簡単な説明を示す。それぞれの誤差源のモデル化は、本研究の目的である理論精度解析に必要なため、第3章で議論することとしここでは詳しく触れない。

2. 2. 1 GPSの定式化 [17], [29]

GPSは、米国防総省が開発した人工衛星をベースとする電波航法システムである。1993年に初期運用段階に入ったが、その宇宙部分は6軌道面に均等に配置された24機のGPS衛星からなる。軌道の傾斜角は 5.5° 、高度は20,200 kmで低軌道衛星のユーザも含めて全世界のどこからでも、常時4衛星以上が利用できる航法が可能となっている。

GPS衛星からは、2つの周波数(L1…1575.42 MHz, L2…1227.6 MHz)を使ってGPS信号が送信されている。これらの信号は、C/A (Clear Acquisition) コードまたはP (Precise)コードと呼ばれる疑似ランダム符号で位相変調されている。C/Aコードは、一周期1ミリ秒のコードが1.023 MHzのレートで送信されているもので、民間に開放されたGPSによる標準的な測位サービスSPS (Standard Positioning Service) では、これを使用する。一方、PコードはC/Aコードの10倍の周波数をもつ軍用に用意されたコードで、1993年からはさらにもう一段階、暗号符号(Wコード)がこの上に変調され、Yコードという名前でも送信されている。こちらは精密な測位サービスPPS (Precise Positioning Service) を受けることを認められたユーザだけが利用できる。

測位精度は、PPSユーザでは水平面で15~25 m、高度方向20~30 m (9.5%) が保証されている。一方、C/Aコードしか利用できないSPSユーザの場合、GPSシステム側が精度劣化のために故意に混入させている誤差源のSAにより、水平面で100 m、高度方向で150 m (9.5%) の精度となる。SAは、GPS衛星

の位置や時刻をユーザに伝えるために送信されてくるGPSメッセージ（放送暦）のパラメータに誤差を入れたもので、衛星の位置情報に含まれる誤差を ϵ タイプ、時刻に含まれる誤差を δ タイプと呼ぶ。

GPSでは観測量として、シュードレンジとデルタレンジあるいは搬送波位相が得られる。シュードレンジ ρ は、GPS受信機でGPS衛星から受信機までの電波の伝播時間を測定し、これに光速を掛けたものである。あるGPS衛星からそれに搭載されている時計で測って時刻 t_1 に発射された信号が、受信機の時計で測って時刻 t_2 に受信されたとすれば、 c を光速として、

$$\rho(t_2) = c(t_2 - t_1) + \delta\rho \quad (2.2-1)$$

と書ける。ここで $\delta\rho$ は、受信機で伝播時間を測定するときのエラー（観測ノイズ）である。これを共通の時系であるGPSタイム（補随1を参照）で表すと、(2.2-1)式は送信アンテナの位相中心を信号が出た瞬間のGPSタイム T_1 と、受信アンテナの位相中心に信号が到達した瞬間のGPSタイム T_2 を用いて次のように書ける。

$$\rho(t_2) = c(T_2 - T_1 + dt_2 - dt_1) + \delta\rho \quad (2.2-2)$$

ここで、

$$dt_2 = \text{衛星搭載時計のGPSタイムに対するオフセット} (= t_2 - T_2)$$

$$dt_1 = \text{受信機時計のGPSタイムに対するオフセット} (= t_1 - T_1)$$

とする。さて、(2.2-2)式右辺の $c(T_2 - T_1)$ は、電波が送信アンテナの位相中心から受信アンテナの位相中心まで慣性空間を伝播した経路長に等しくなる。そこで送受信アンテナの位相中心の慣性座標系に関する位置ベクトルを、それぞれ $R_A(T_1)$ 、 $R_R(T_2)$ とすれば、(2.2-2)式は、

$$\rho(t_2) = R_R(T_2) - R_A(T_1) + d_{iono} + d_{trop} + c(dt_2 - dt_1) + \delta\rho \quad (2.2-3)$$

とユーザの位置情報 $R_R(T_2)$ を含んだ形で書くことができる。ここで d_{iono} および d_{trop}

はそれぞれ電波が伝播中に、電離層および対流層によって受ける遅延量である。さらにこれを地球とともに回転する地球固定座標系（GPSではWGS 84を使用する。補随1を参照）で表すと、送受信アンテナの位置ベクトルをそれぞれ $r_A(T_2)$ 、 $r(T_3)$ として、

$$p(t_3) = r(T_3) - r_A(T_2) + d_{\text{sig}} + d_{\text{iono}} + d_{\text{trop}} + c(dt_3 - dt_2) + \delta p \quad (2.2-4)$$

となる。ここで d_{sig} は、電波が衛星から受信機まで伝播する間に地球が回転する分だけ伝播距離が変化する特殊相対論の効果で、Sagnac効果と呼ばれている。

GPS単独航法では、(2.2-4)式における未知数を、受信アンテナの位置ベクトル $r(T_3)$ と受信機のクロック誤差 dt_3 の合計4つと考え、その他の変数は以下に述べるようなモデル式であらかじめ計算しておく。そして4つのGPS衛星とのシュードレンジータから、連立方程式を解くことにより未知数である受信アンテナの位置ベクトル $r(T_3)$ と受信機のクロック誤差 dt_3 を求める。

(2.2-4)式において送信アンテナの位置ベクトル $r_A(T_2)$ と衛星クロック誤差 dt_2 は、航法を行う際にあらかじめモデル式で計算しておく必要があるが、これにはGPS信号から復調した放送層（補随2を参照）を使って計算するのが一般的である。しかし米国国防総省は安全保障上、民間利用者の精度を故意に劣化させるため、この計算のためのデータに誤差を含めることとし、これをSAと呼んでいる。放送層を使って計算した送信アンテナ位置を $r_n(T_2)$ 、衛星クロック誤差を Δt_2 とすると(2.2-4)式は、

$$p(t_3) = r(T_3) - r_n(T_2) + d_{\text{sig}} + d_{\text{SA}} + d_{\text{iono}} + d_{\text{trop}} + c(dt_3 - \Delta t_2) + \delta p \quad (2.2-5)$$

と書ける。ここで d_{SA} は、 $r_n(T_2)$ と Δt_2 に含まれるSAによる誤差をまとめてレンジ誤差の形で表したもので、その大きさは約30m (1σ) といわれている。

Sagnac効果 d_{sig} は、相対論に基づいて正確に計算することができる。(2.2-6)式はSagnac効果を計算するための近似式であるが、 $0(c^2)$ 以下を無視する近似を行っており、精度的にはここで考える航法に十分なものである [28]。

$$d_{\text{saq}} = \frac{\omega_E}{c} [(x_{rv} - x)y_{rv} - (y_{rv} - y)x_{rv}] \quad (2.2-6)$$

ここで ω_E は WGS 84 で採用している地球の平均自転速度、 $r_{rv} = (x_{rv} \ y_{rv} \ z_{rv})^T$ 、 $r = (x \ y \ z)^T$ である。

電離層遅延 d_{iono} と対流圏遅延 d_{trop} は、地球大気の状態によって時々刻々変化するので精密にモデル化するのが難しい。GPS 単独航法では電離層遅延を、放送層に含まれる 8 つのパラメータを使うベント (Bent) の 8 パラメータモデルによって計算するのが一般的である。このモデルによる電離層遅延の推定精度は 5% 程度といわれている。対流圏遅延の計算には、気温、気圧、湿度データを用いたザースタモイネン (Saastamoinen) のモデルを使用するのが一般的である (補随 3 を参照)。

上記のモデルでの補正誤差も含めて、(2.2-5)式に基づいて GPS 単独航法計算をするときに考えなければならないシユードレンジの誤差を表 2.2-1 にまとめた。これによると、誤差源で一番大きいのが SA で、これが航法精度を規定することになる。

デルタレンジは、GPS 受信機において測定される、ある一定時間 Δt の間の搬送波位相の変化量 (増分値) を計測したものである。受信機で測定される搬送波位相とは、GPS 衛星から電波の発射された時刻 t_2 における GPS 信号の搬送波の位相 $\theta_2(t_2)$ と、それを受信機で受信した時刻 t_3 における受信機ローカルクロックの位相

表 2.2-1 シユードレンジの誤差源とその大きさ (モデル式で補正した後の値)

誤差源	誤差量 (3 σ)	備考
SA による誤差 (d_{SA})	90 m	放送層に含まれる誤差
Sagnac 効果による誤差 (d_{saq})	0 m	モデルで正確に計算できる
電離層遅延による誤差 (d_{iono})	8 m	衛星仰角 10° 程度
対流圏遅延による誤差 (d_{trop})	2 m	衛星仰角 10° 程度
受信機の観測ノイズ (δp)	3 m	マルチパス、熱雑音など
総計 (RSS)	91 m	

$\theta_3(t_3)$ の差を取ったものである。すなわち、観測量である搬送波位相 $\phi(t_3)$ は、

$$\phi(t_3) = \theta_3(t_3) - \theta_2(t_2) + 2n\pi + \delta\phi \quad (2.2-7)$$

と書ける。(2.2-7)式において $2n\pi$ は、受信機で最初に搬送波を捕捉したとき、その位相の中に衛星からユーザまでの距離に対応した波数がどれだけあるか分からないために生じる、整数倍波長分のアンビギュイティ (不確定値) である。したがって n は整数で、搬送波を捕捉し続けている間は一定である。また $\delta\phi$ は受信機で搬送波位相を測定するときに生じるエラー (観測ノイズ) である。

送信側と受信側では、搬送波とローカルクロックの位相をそれぞれ(2.2-8)式と(2.2-9)式のように定義して生成する。

$$\theta_2(t_2) = \omega_L t_2 + \theta_{20} \quad (2.2-8)$$

$$\theta_3(t_3) = \omega_L t_3 + \theta_{30} \quad (2.2-9)$$

ここで、 ω_L は送信周波数 (L1信号の場合は、 $2\pi \times 1.57542 \times 10^8$ rad/s) である。GPSでは、位相の初期値 θ_{20} と θ_{30} を0になるように定義しているので、これらを(2.2-7)式に代入して、さらに(2.2-5)式と比較すると、

$$\begin{aligned} \phi(t_3) &= \omega_L(t_3 - t_2) + 2n\pi + \delta\phi \\ &= \frac{\omega_L}{c} \{ |r(T_3) - r_{sv}(T_2)| + d_{SA} + d_{IAG} - d_{iono} + d_{trop} + c(dt_3 - dt_2) \} \\ &\quad + 2n\pi + \delta\phi \end{aligned} \quad (2.2-10)$$

となり、搬送波位相はアンビギュイティを含むものの、やはりユーザとGPS衛星の距離を表すデータであることが分かる [31]。したがって、もしアンビギュイティが何らかの方法で決定できれば、シュドレンジと同じように搬送波位相で位置推定ができることになる。なお搬送波位相で電離層遅延が負になっているのは、電離層の中で群速度と位相速度の変化が正負反対になっているからで、位相速度は見かけ上、光速より大きくなる。

アンビギュイティは位相を連続的に観測している限りは一定であり、またSA誤差、

Sagnac効果、電離層遅延や対流圏遅延も短い時間なら変化しないと考えてよい。したがって、搬送波位相の差分を取ったデルタレンジには、GPS衛星とユーザ間の距離の変化量に関する情報が残る。すなわち、

$$\begin{aligned} \Delta\phi(t_3) &= \phi(t_3) - \phi(t_3 - \Delta t) \\ &= \frac{\omega}{c} \{ |r(T_3) - r_u(T_3)| - |r(T_3 - \Delta t) - r_u(T_3 - \Delta t)| \\ &\quad + c\Delta t (d\dot{r}_3 - d\dot{r}_2) \} + \delta\phi' \end{aligned} \quad (2.2-11)$$

である。ここで $d\dot{r}_2, d\dot{r}_3$ は、それぞれGPS衛星、受信機搭載時計のドリフトで1次近似した。また $\delta\phi'$ は差分を取ったときの観測ノイズによる誤差を表している。デルタレンジの観測ノイズの大きさは、通常の受信機で4.5 cm (3σ) 程度である。デルタレンジは距離の変化量と相関があるので、これからユーザの速度を推定することができる。

2.2.2 DGPSの定式化 [32]

GPS単独航法では、GPS信号に変調された放送暦などを用いて、モデルにより電離層遅延などの誤差をシュドレンジから除去して航法を行っている。しかし、前述したように大気の状態などにより遅延量は変化し、モデルでは十分な精度で除去することができない。さらに(2.2-5)式のうち、SAはまったく補正できないので観測誤差と扱われ、これが航法精度を大きく悪化させる。

DGPS航法では、測量であらかじめ位置を精密に決めておいた基準点 (base station) で同時にGPS信号を受信し、機上 (ユーザ) の受信データと引き算をすることで観測データに含まれる共通の大気遅延量やSAを消去する。これによりGPS単独航法に比べ大きく精度を上げることができる。今、基準点の位置を r_b とし、そこで受信したシュドレンジを $\rho_b(t_{b3})$ とすると、(2.2-5)式と同様に観測データを以下のように定式化できる。

$$\rho_b(t_{b3}) = |r_b - r_u(T_{b2})| + d_{SA} + d_{ion} + d_{trop} + c(dt_{b3} - \Delta t_2) + \delta\rho_b \quad (2.2-12)$$

ここで、観測時刻は機上と基準点でできるだけ一致させるもの (t_3 t_{b3}) として、S Aによる誤差 (d_{SA}) とGPS衛星クロックのオフセット (Δt_3) は等しいとした。したがって、(2.2-5)式と(2.2-12)式の差を取ると、

$$\begin{aligned} \rho(t_3) - \rho_b(t_{b3}) = & r(t_3) - r_{sv}(T_3) - [r_b - r_{sv}(T_{b2})] + d_{ionr} - d_{ionb} \\ & + d_{iono} - d_{iono'} + d_{trop} - d_{trop'} + c(dt_3 - dt_{b3}) + \delta\rho - \delta\rho_b \end{aligned} \quad (2.2-13)$$

となる。Sagnac 効果は(2.2-6)式に基づき正確に計算できるので、(2.2-13)式において未知数以外で残った誤差は、2地点での電離層遅延の差 ($d_{iono} - d_{iono}'$)、対流圏遅延の差 ($d_{trop} - d_{trop}'$) と観測ノイズ ($\delta\rho - \delta\rho_b$) だけである。もし、機上の受信機と基準点が十分近ければ、それぞれのシュードレンジに含まれる電離層遅延と対流圏遅延の値は等しいと考えてよく、(2.2-13)式からは消去できる。その結果、DGPSで位置推定に用いるシュードレンジは、2つのシュードレンジの引き算と既知の距離情報とsagnac効果の補正を含めて以下のようになる。

$$\begin{aligned} \bar{\rho}(t_3) = & \rho(t_3) - \rho_b(t_{b3}) + [r_b - r_{sv}(T_{b2})] - (d_{ionr} - d_{ionb}) \\ = & r(t_3) - r_{sv}(T_3) + c(dt_3 - dt_{b3}) + \delta\rho - \delta\rho_b \\ = & r(t_3) - r_{sv}(T_3) + c(dt_3 - dt_{b3}) + \delta\rho_{DPP} \end{aligned} \quad (2.2-14)$$

ここで、 $\delta\rho_{DPP}$ はDGPSにおけるシュードレンジの観測誤差であるが、これにはSA誤差も大気遅延量のモデル誤差も含まれず、機上と基準点の受信機で発生する観測ノイズのみからなる。したがって、GPSで航法精度を悪化させていた大部分の誤差源は、DGPSでは考慮する必要がなく測位精度が向上する。なお(2.2-14)式において、DGPSで推定するユーザの時計誤差は、機上の受信機と基準点の受信機の時計誤差の差 ($dt_3 - dt_{b3}$) であることに注意する必要がある。

なお、上記ではシュードレンジを観測量として定式化したしたが、これは搬送波位相を観測量とする場合でもまったく同様である。すなわち、

$$\begin{aligned}
\bar{\phi}(t_3) &= \phi(t_3) - \phi_b(t_{B3}) + \frac{\omega_L}{c} \{ (r_b - r_{B2})(T_2) - (d_{\text{int}} - d_{\text{base}}) \} \\
&= \frac{\omega_L}{c} \{ (r(t_3) - r_{B2}(T_2)) + c(dt_3 - dt_{B3}) \} + 2(n - n_b)\pi + \delta\phi - \delta\phi_b \quad (2.2-15) \\
&= \frac{\omega_L}{c} \{ (r(t_3) - r_{B2}(T_2)) + c(dt_3 - dt_{B3}) \} + 2n_{d_{\text{GPS}}}\pi + \delta p_{d_{\text{GPS}}}
\end{aligned}$$

となる。このとき、搬送波位相アンビギュイティ $n_{d_{\text{GPS}}}$ は、機上と基準点の受信機におけるそれぞれのアンビギュイティの引き算になるが、整定数である性質は変わらない。

2.2.3 INSの定式化 [35]

INSの基本原理は、ニュートンの運動方程式が成立する古典力学に基づいている。すなわち、ニュートンの運動則は、地球近傍において以下のように表される。

$$\ddot{\mathbf{r}}^i = \mathbf{a}^i + \mathbf{g}^i \quad (2.2-16)$$

ここで、 \mathbf{r}^i は飛翔体の位置ベクトル、 \mathbf{a}^i は加速度計などで計測される飛翔体の加速度ベクトル、 \mathbf{g}^i は地球重力加速度である。添字 i は (2.2-16) 式が慣性空間で表現されていることを示す。

INSでは、 \mathbf{a}^i を飛翔体に搭載した加速度計で測定し、 \mathbf{g}^i を現在の位置情報から数学モデルを用いて推定する。ジャイロは、加速度計をジンバル機構により慣性空間で固定するために使用する場合（プラットフォーム方式）と、計算機内で仮定の慣性空間を構築し、機体に固定した加速度計の座標から慣性座標への変換行列を計算するために使用する場合（ストラップダウン方式）の2種類の用いられ方がある。

時刻 t における飛翔体の位置、速度情報は、(2.2-16)式を以下のように積分することによって得られる。

$$\mathbf{v}^i(t) = \mathbf{v}^i(t_0) + \int_{t_0}^t \{ \mathbf{a}^i(\tau) + \mathbf{g}^i(\tau) \} d\tau \quad (2.2-17)$$

$$\mathbf{r}^i(t) = \mathbf{r}^i(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{v}^i(\tau) d\tau \quad (2.2-18)$$

ここで、 $v^i(t_0)$ 、 $r^i(t_0)$ はそれぞれ計算開始時刻 t_0 における飛翔体の速度、位置ベクトルである。

ロケットの誘導制御系など宇宙分野では、慣性空間に固定したプラットフォームに搭載された加速度計の出力を(2.2-17)式と(2.2-18)式を用いて積分し、位置、速度情報を求めるのが一般的である。これは、世界各地のトラッキング局と飛翔体との位置関係を計算したり、地球だけでなく太陽や月との相対位置が重要な情報であったりするので、局所的ではない慣性座標系での表現が便利であるのが一つの理由である。一方、航空分野では、必要なのは対地速度であり、局所的な姿勢角であり、地球固定座標系で表された空港位置との相対関係である。このため、航空機搭載のINSでは、現在位置での局所的な座標系で飛翔体の位置、速度、姿勢角を計算する機会が多い。そのため、慣性空間に固定されたプラットフォーム方式より、自由に座標系が構築できるストラップダウン方式の方が適している。以下では、局所的な座標系として航法座標系(North, East, Down座標系)を選び、この座標系でのINS計算の定式化を行う(補随4参照)。

航法座標系は飛翔体の位置を原点として地球に固定された座標系である。したがって運動方程式は、地球中心地球固定座標系で表した飛翔体の位置ベクトル r^i を時間微分し、その結果を座標変換して求める。すなわち、

$$\begin{aligned} v^n &= C_e^n \frac{dr^e}{dt} \\ &= C_e^n \frac{d(C_e^i r^i)}{dt} \\ &= C_e^n \frac{dr^i}{dt} + C_e^n \frac{dC_e^i}{dt} r^i \end{aligned} \quad (2.2-19)$$

が航法座標系における速度ベクトルである。ここで、 C_a^b は a 座標系から b 座標系への変換行列を表し、添字 e と n はそれぞれ、地球中心地球固定座標系、航法座標系を示している。(2.2-19)式において、

$$\frac{dC_e^i}{dt} = -C_e^i \Omega_e^i \quad (2.2-20)$$

である。 Ω_{ie}^i は、地球固定座標系の慣性座標系に対する回転を表す角速度ベクトル ω_{ie}^i のスキュー・シンメトリック・フォームである。この結果(2.2-19)式は、

$$\dot{v}^n = C_i^n \frac{dr^i}{dt} - C_i^n \Omega_{ie}^i r^i \quad (2.2-21)$$

となる。(2.2-21)式をもう一度時間微分することにより、航法座標系における運動方程式が導かれる。すなわち、

$$\begin{aligned} \frac{dv^n}{dt} &= C_i^n \frac{d^2 r^i}{dt^2} - C_i^n \Omega_{ie}^i \frac{dr^i}{dt} + C_i^n \Omega_{ie}^i \Omega_{ie}^i r^i - C_i^n \Omega_{ie}^i \frac{dr^i}{dt} \\ &= C_i^n \left(\frac{d^2 r^i}{dt^2} - (\Omega_{ie}^i + \Omega_{ie}^i) \frac{dr^i}{dt} + (\Omega_{ie}^i + \Omega_{ie}^i) \Omega_{ie}^i r^i \right) \\ &= C_i^n \left(\frac{d^2 r^i}{dt^2} - (\Omega_{ie}^i + 2\Omega_{ie}^i) C_i^i v^n - \Omega_{ie}^i \Omega_{ie}^i r^i \right) \end{aligned} \quad (2.2-22)$$

である。ここで(2.2-16)式を代入すると、

$$\frac{dv^n}{dt} = C_i^n (a^i + g^i - (\Omega_{ie}^i + 2\Omega_{ie}^i) C_i^i v^n - \Omega_{ie}^i \Omega_{ie}^i r^i) \quad (2.2-23)$$

となり、これが航法座標系での運動方程式である。なお、(2.2-23)式において重力加速度と右辺最終項の遠心力は合わせて、航法座標系における重力加速度 g^n として扱われる。またストラップダウン方式の場合、加速度計は機体に固定されている。すなわち、(2.2-23)式は、

$$\frac{dv^n}{dt} = C_i^n a^i - (\Omega_{ie}^i + 2\Omega_{ie}^i) v^n + g^n \quad (2.2-24)$$

となる。なお、右辺第2項のコリオリ力を計算するときにスキュー・シンメトリック・フォームで使われる角速度ベクトルは、

$$\omega_{en}^n + 2\omega_{ie}^n = [(i + 2\omega_e) \cos L, -\dot{L}, -(i + 2\omega_e) \sin L]^T \quad (2.2-25)$$

$$\begin{aligned} \dot{L} &= v_N / (r_m + h) \\ \dot{h} &= v_E / (r_p + h) \cos L \\ v^n &= (v_N, v_E, v_D)^T \end{aligned} \quad (2.2-26)$$

で計算される。ここで、 $(L, l, h)^T$ は飛翔体の緯度、経度、高度、 r_m は現在地におけ

る地球の子午半径、 r_p は大圏半径である。また、 ω_e は地球の自転速度である。

最後に、(2.2-24)式において機体座標系から航法座標系への変換行列 C_b^n の時間更新の定式化を行う。(2.2-20)式と同様に、

$$\frac{dC_b^n}{dt} = -C_b^n \Omega_{bn}^b \quad (2.2-27)$$

である。右辺 Ω_{bn}^b の計算に用いられる角速度ベクトル ω_{bn}^b は、

$$\omega_{bn}^b = -\omega_{in}^b + C_b^n \omega_{in}^n \quad (2.2-28)$$

と分解できる。右辺第1項は、ジャイロの角速度出力であり、第2項は現在位置と速度情報から次のように計算できる。

$$\omega_{in}^n = \left(\frac{v_E}{r_p + h} + \omega_e \cos L, -\frac{v_N}{r_m + h}, -\frac{v_E}{r_p + h} \tan L - \omega_e \sin L \right)^T \quad (2.2-29)$$

2.3 航法フィルタの定式化 [38]

飛行体の位置や速度、姿勢角など航法状態量を定めるためには、2.2節で定式化した観測データと航法状態量との幾何学的な関係から、観測データの数だけ連立方程式を構築し、解を計算すればよい。しかし、複合航法システムのように航法センサが複数で、数多くの観測データから観測ノイズの影響をできるだけ除去し、最適に解を求めたいときには、単純な方程式ではなく航法フィルタを用いて解を求めるのが一般的である。航法フィルタのアルゴリズムとしては、

- ① 最小2乗フィルタ (バッチ型フィルタ)
- ② カルマンフィルタ (逐次型フィルタ)

の2種類ある。最小2乗フィルタは、観測データの残差の2乗和が最小になるようにパラメータを決定するもので解の収束性は高い。カルマンフィルタは、航法状態量に選んだ変数のダイナミクスも考慮して残差の2乗和が最小になるように解を推定するもので、時間的に連続したデータの取り扱いが容易で精度も高い。ただし、解の収束性はダイナミクスモデルの精度に依存している。

カルマンフィルタは逐次的に解くことができるので、航法システムの機能として重要な実時間でデータ出力に適している。本研究では、多数の航法センサから航法解を推定する手法としてカルマンフィルタを考え、そのうえでの精度予測の理論を展開する。

カルマンフィルタでは、航法状態量のダイナミクスを次式のように状態空間における1次の常微分方程式で定義する。

$$\dot{x}(t) = F(t)x(t) + w(t) \quad (2.3-1)$$

ここで、

x … $n \times 1$ 次元の航法状態量ベクトル

F … $n \times n$ 次元のシステムダイナミクス行列

w … $n \times 1$ 次元の平均値0のシステムノイズベクトル

である。(2.3-1)式は線形であるので、航法状態量が非線形のダイナミクスに従う場合には、基準軌道まわりで線形化する必要がある。

このダイナミクスを下記のように遷移行列を用いて表すとすると、

$$x(t) = \Phi(t, t_0)x(t_0) + \int_{t_0}^t \Phi(t, \tau)w(\tau)d\tau \quad (2.3-2)$$

遷移行列 Φ は、以下の微分方程式を満足する。

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\Phi(t, t_0) &= F(t)\Phi(t, t_0) \\ \Phi(t_0, t_0) &= I \end{aligned} \quad (2.3-3)$$

今、 $F(t)$ が t_0 から t の間、一定であると仮定すると、

$$\begin{aligned} \Phi(t, t_0) &= \Phi(t - t_0) \\ &= I + F \cdot (t - t_0) + \frac{1}{2!} F^2 \cdot (t - t_0)^2 + \dots \end{aligned} \quad (2.3-4)$$

となる。

(2.3-2)式は、航法状態量 x の t から t_0 までの遷移を表しているが、そのときの共分散行列 P は以下のようになる。

$$P(t, t_0) = \Phi(t, t_0)P(t_0)\Phi(t, t_0)^T + Q(t, t_0) \quad (2.3-5)$$

ここでプロセスノイズ行列 Q は、システムノイズの電力密度行列 q を積分して以下の式で求められる。

$$Q(t, t_0) = \int_{t_0}^t \Phi(t, \tau)q(\tau)\Phi(t, \tau)^T d\tau \quad (2.3-6)$$

$q(t)$ も t_0 から t の間、一定であると仮定すると (2.3-6) 式は、

$$\begin{aligned} Q(t, t_0) &= Q(t-t_0) \\ &= \int_0^{t-t_0} \Phi(\tau)q\Phi(\tau)^T d\tau \end{aligned} \quad (2.3-7)$$

となる。

カルマンフィルタでは、時刻 t_k から t_{k+1} まで時間更新したときの最適推定値として (2.3-2) 式の平均値をとる。すなわち、

$$\hat{x}_{k+1}(-) = \Phi(t_{k+1}, t_k)\hat{x}_k \quad (2.3-8)$$

である。ここで \wedge は、推定値であることを示し、 $(-)$ はそれが観測データが入る前の推定値であることを表している。誤差共分散行列は (2.3-5) 式より以下のようになる。

$$P_{k+1}(-) = \Phi(t_{k+1}, t_k)P_k\Phi(t_{k+1}, t_k)^T + Q(t_{k+1}, t_k) \quad (2.3-9)$$

観測データが次の観測方程式で表されるとする。

$$z_{k+1} = h_{k+1}^T x_{k+1}(-) + v_{k+1} \quad (2.3-10)$$

ここで、

z_{k+1} ... 時刻 t_{k+1} における観測データ

h_{k+1} ... $n \times 1$ 次元の観測行列

v_{k+1} ... $n \times 1$ 次元の観測ノイズ

である。

カルマンフィルタにおける観測更新は、時刻 t_{k+1} における観測データを使って次のように表される。

$$\begin{aligned}
 k &= P_{k+1}(-)h_{k+1} / \alpha \\
 \alpha &= h_{k+1}^T P_{k+1}(-)h_{k+1} + r_{k+1} \\
 P_{k+1} &= P_{k+1}(-) - kh_{k+1}^T P_{k+1}(-) \\
 \hat{x}_{k+1} &= \hat{x}_{k+1}(-) + k(z_{k+1} - h_{k+1}^T \hat{x}_{k+1}(-))
 \end{aligned}
 \tag{2.3-11}$$

ここで、 k はカルマンゲイン、 r_{k+1} は観測ノイズの分散である。

DGPS/INS複合航法におけるカルマンフィルタは、ストラップダウンINS航法の出力を基準軌道とし、そのまわりでのINS誤差、GPS受信機のクロック誤差、搬送波位相アンビギュイティ、等を推定する。観測量として、シュードレンジ、デルタレンジ、搬送波位相といったGPSデータを用い、(2.3-8)式および(2.3-11)式にしたがって時間更新、観測更新を繰り返しながらINS誤差を推定する。推定された誤差量は、INS航法計算にフィードバックされ、INSのドリフト誤差の増大を抑え、安定した高精度の航法データを出力するのに用いられる。

DGPS/INS複合航法システムの理論精度予測法

3.1 精度予測のための共分散解析アルゴリズム

DGPS/INS複合航法システムでは、GPSデータを測位ではなく、時間とともに増加するINSのドリフト誤差を推定するための観測データとして用いる。これは、ダイナミックレンジが広く情報内容が豊富なINSデータの特性を生かすためである。またINSのドリフト誤差は、ダイナミクスが小さく（時定数が大い）、微少なので、そのダイナミクスを表す線形のシステムモデルを精度よく作ることができる。この結果、複合航法システムにおいては、カルマンフィルタでドリフト誤差を推定し、それをINS計算から除去することで、高い航法精度を維持した長時間の航法が可能となる。

精度予測においても同様に、INS誤差の推定精度を予測することで、線形の枠組み内で理論精度を計算することができる。カルマンフィルタを誤差推定のツールとして用いる場合、その推定精度はリカッチ方程式に従う誤差共分散行列の要素として現れる。線形化されたフィルタのシステムモデル、観測モデルが現実のダイナミクス、キネマティクスを正確にモデル化していれば、誤差共分散行列から求められる推定精度も、現実の精度の統計値を正確に表している。この方法で精度予測することを一般に共分散解析と呼ぶ。共分散解析によりDGPS/INS複合航法システムの理論精度を正確に求められるかは、推定される誤差（INSのドリフト誤差と観測データとして用いられるGPSの誤差）のシステムモデル、観測モデルをいかに正確に構築するかによっている。

システムモデル、観測モデルの正確さには2つの観点がある。1つは線形近似の精度、1つは線形の枠組み内でのモデル化の精度である。DGPS/INS複合航法の場合、微少なINS誤差（例えば500 n.mile 飛行する間に、1 n.mile の誤差が出たとしてもその比率は1/500である）を推定するので線形近似の精度は高い。しかも、

共分散解析は線形を前提としているので非線形の誤差モデルを作ったとしてもここでは扱えない。したがって、本研究では線形の枠組み内でのモデルの高精度化を問題とし、線形近似の精度は問わない。

モデル化の精度は、その誤差を表す状態量を細かく分割していけばいくほど精度が向上する。本研究では、表1.3-2で述べたように、誤差モデルの構築に関して、最新の技術成果を用い、明かでないものは実験データでそれを補い、信頼性の高い理論精度解析の手法を提案することを目的としている。したがって、誤差を表す状態量もそれなりの次元を持つことが予想される。しかし、オンボードで実時間の航法計算を行うといった観点からは、ドリフト誤差を正確に推定するためといってもモデル化できる状態量の数には必ずから制限がある。そこで共分散解析を行う場合には、不十分な誤差モデルを持つ搭載カルマンフィルタでINSのドリフト誤差などを推定したとき、できるだけ正確にモデル化された誤差モデルからみると、その推定精度を表す誤差共分散行列はどのようにして計算されるか一般的なアルゴリズムを導出しておく必要がある。

第2章で定式化したカルマンフィルタのアルゴリズムに従って、航法状態量を推定するとしたときに、その推定誤差を以下の式で定義する。

$$\tilde{X}(t_k) = \hat{X}(t_k) - X(t_k) \quad (3.1-1)$$

ここで、 $\hat{X}(t_k)$ および $X(t_k)$ は

$$\hat{X}(t_k) = (\hat{x}_k, 0)^T \quad (3.1-2)$$

$$X(t_k) = (x_k, x_{k, err}(t_k))^T \quad (3.1-3)$$

と定義する。変数 x_k は DGPS / INS 複合航法システムにおいて搭載カルマンフィルタで推定される状態量であり、 $x_{k, err}$ は搭載フィルタでは推定されないが、状態量 x_k の推定精度に影響を与える誤差源を表す。それぞれ、 $\hat{\cdot}$ は推定値を表し、その他の変数は真値である。また、(3.1-2)式で定義された推定値において、 $x_{k, err}$ に対応する量は航法フィルタで状態量として選択していないので、最適推定値を 0 と仮定す

る。

時刻 t_{k-1} から t_k まで時間更新したときの推定誤差は(2.3-8)式より、

$$\begin{aligned}\tilde{\hat{X}}(t_k)^- &= \hat{X}(t_k)^- - X(t_k) \\ &= W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W \tilde{\hat{X}}(t_{k-1})^+ - (\Phi(t_k, t_{k-1}) X(t_{k-1}) + w(t_{k-1}))\end{aligned}\quad (3.1-4)$$

となる。ここで、観測データが入る前の推定値を $\hat{X}(t_k)^-$ とし、観測データを処理したあとの推定値を $\hat{X}(t_k)^+$ としている。また Φ^* は、変数 x_k に関して搭載フィルタで仮定している時間更新のための遷移行列であり、 Φ は $x_{k, err}$ も含めた変数 $X(t_k)$ に関する遷移行列で、これは現実の航法誤差の伝播を正確にモデル化した真値である。変数 W は次元を変換するための行列で、フィルタで扱う状態量を m 次元、 $x_{k, err}$ も含めた全体システムを n 次元とすると以下のように定義される。

$$W = \left. \begin{array}{cccccc} 1 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ & & \ddots & & & \\ 0 & 0 & \cdots & 1 & 0 & \cdots & 0 \end{array} \right\} m \quad (3.1-5)$$

したがって、時間更新時の誤差共分散行列は、

$$\begin{aligned}P(t_k)^- &= E[\tilde{\hat{X}}(t_k)^- \tilde{\hat{X}}(t_k)^{-T}] \\ &= E[(W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W \tilde{\hat{X}}(t_{k-1})^+ + \Delta \Phi(t_k, t_{k-1}) X(t_{k-1})^+ - w(t_{k-1})) \\ &\quad (W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W \tilde{\hat{X}}(t_{k-1})^+ + \Delta \Phi(t_k, t_{k-1}) X(t_{k-1})^+ - w(t_{k-1}))^T]\end{aligned}\quad (3.1-6)$$

となる。ここで $\Delta \Phi$ は以下のように定義する。

$$\Delta \Phi(t_k, t_{k-1}) = W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W - \Phi(t_k, t_{k-1}) \quad (3.1-7)$$

今、

$$\begin{aligned}V(t_k) &= E[X(t_k) \tilde{\hat{X}}(t_k)^T] \\ U(t_k) &= E[X(t_k) X(t_k)^T]\end{aligned}\quad (3.1-8)$$

とすると、(3.1-6)式はこれらの変数を用いて、

$$\begin{aligned}
 P(t_k)^- &= W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W P(t_{k-1})^+ (W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W)^T \\
 &+ W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W V(t_k)^+ \Delta \Phi(t_k, t_{k-1})^T \\
 &+ \Delta \Phi(t_k, t_{k-1}) V(t_k)^+ (W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W)^T \\
 &+ \Delta \Phi(t_k, t_{k-1}) U(t_k) \Delta \Phi(t_k, t_{k-1})^T + Q(t_k, t_{k-1})
 \end{aligned} \quad (3.1-9)$$

と表される。共分散行列 U 、 V の時間更新もその定義より、

$$\begin{aligned}
 V(t_k)^- &= \Phi(t_k, t_{k-1}) V(t_{k-1})^+ (W^T \Phi^*(t_k, t_{k-1}) W)^T \\
 &+ \Phi(t_k, t_{k-1}) U(t_{k-1}) \Delta \Phi(t_k, t_{k-1})^T - Q(t_k, t_{k-1})
 \end{aligned} \quad (3.1-10)$$

$$U(t_k) = \Phi(t_k, t_{k-1}) U(t_{k-1}) \Phi(t_k, t_{k-1})^T + Q(t_k, t_{k-1}) \quad (3.1-11)$$

と計算される。

なお、(3.1-4)式において航法フィルタで仮定した遷移行列 Φ^* が、真の伝播モデル Φ の m 行 m 列部分の内容と等しいとき (すなわち、搭載フィルタのモデルと真のモデルの次元のみが違うとき)、 $W^T \Phi^* W$ を Φ と置き換えることができる。そのとき、

$$\Delta \Phi(t_k, t_{k-1}) = 0 \quad (3.1-12)$$

$$P(t_k)^- = \Phi(t_k, t_{k-1}) P(t_{k-1})^+ \Phi(t_k, t_{k-1})^T + Q(t_k, t_{k-1}) \quad (3.1-13)$$

と簡単化される。

観測データが入力された後、(2.3-11)式にしたがって観測更新を行ったときの推定誤差は、(2.3-10)式で定義された観測方程式を用いて、

$$\begin{aligned}
 \bar{X}(t_k)^* &= \hat{X}(t_k)^* - X(t_k) \\
 &= \hat{X}(t_k)^- + W^T k_k^* (z_k - h_k^* W \hat{X}(t_k)^-) - X(t_k) \\
 &= (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) \hat{X}(t_k)^- - (I - W^T k_k^* h_k^{*T}) X(t_k) + W^T k_k^* v_k \\
 &= (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) \bar{X}(t_k)^- - W^T k_k^* \Delta h_k^* X(t_k) + W^T k_k^* v_k
 \end{aligned} \quad (3.1-14)$$

となる。ここで k_k^* と h_k^* は、それぞれ搭載フィルタで用いるカルマンゲインと観測行列である。また h_k は、状態量 $x_{i, err}$ も考慮した真の観測行列である。 h_k^* と h_k には以下の関係がある。

$$\Delta h_k = W^T h_k^* - h_k \quad (3.1-15)$$

このときの誤差共分散行列は、

$$P(t_k)^* = E\{[(I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) \bar{X}(t_k)]^T - W^T k_k^* \Delta h_k^T X(t_k) + W^T k_k^* v_k\} \\ \{[(I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) \bar{X}(t_k)]^T - W^T k_k^* \Delta h_k^T X(t_k) + W^T k_k^* v_k\}^T \quad (3.1-16)$$

と表される。(3.1-8)式の定義を利用すると、

$$P(t_k)^* = (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) P(t_k)^* (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W)^T \\ - (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) V(t_k)^* \Delta h_k k_k^{*T} W \\ - W^T k_k^* \Delta h_k^T V(t_k)^* (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W)^T + W^T k_k^* r_k k_k^{*T} W \quad (3.1-17)$$

となる。また行列 V の観測更新は、

$$V(t_k)^* = V(t_k)^* (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W)^T - U(t_k) \Delta h_k k_k^{*T} W \quad (3.1-18)$$

である。 U は、真値に関する共分散行列なので観測データによる更新はない。

時間更新の時と同じく、搭載フィルタで仮定している観測行列が、真の観測行列の最初の m 行の内容と等しいとき（すなわち、搭載フィルタのモデルと真のモデルの次元のみが違うとき）、 $W^T h_k^*$ は h_k と置き換えてもよい。そのとき、

$$\Delta h_k = 0 \quad (3.1-19)$$

$$P(t_k)^* = (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W) P(t_k)^* (I - W^T k_k^* h_k^{*T} W)^T \\ + W^T k_k^* r_k k_k^{*T} W \quad (3.1-20)$$

と簡単化される。また、(3.1-19)式が満たされなくても、観測更新で $\hat{X}(t_k)$ の $m+1$ から n 次の項が $\mathbf{0}$ に固定されていればやはり、(3.1-20)式が適用できる。

以上より、線形近似が成立する前提のもと、搭載フィルタの時間更新、観測更新それぞれについて、(3.1-9)式と(3.1-20)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、真の誤差モデルを表す遷移行列 $\Phi(t_k, t_{k-1})$ 、観測行列 h_k 、システムのプロセスノイズの共分散行列 $Q(t_k, t_{k-1})$ 、観測ノイズの共分散行列 r_k を精度よく構築することが、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。これについては次節以降で、従来のモデルと比較しながら本研究の誤差モデルを提案する。

3. 2 従来の誤差モデルと精度予測値

DGPS/INS複合航法の精度解析に関しては、表 1.3-1 でも述べたように、従来からいくつかの研究が報告されている。それぞれについて、GPS技術に関する最新の研究成果が取り入れられていなかったり、DGPS航法、搬送波位相の利用を想定した誤差モデルでなかったり、使用しているパラメータの検証がなかったり、と信頼度の高い統一的な精度解析を行うのに不十分である。ここでは、誤差モデルの観点から従来研究を見直し、その結果を表 3.2-1 にまとめた。

シミュレーションによる精度解析は、1980年代まで、GPS自体がまだ完成していなかったこともあり盛んに行われている。しかし、この頃の誤差モデルはGPSシステムに関する知見が少なく、誤差モデルが簡単すぎたり、大気遅延をモデル化してもその精度が十分でなく、航法精度予測値は現在の実験データと比較するとかなり悪い値が出ている。これには、DGPS航法アルゴリズムが考慮されていなかったり、搬送波位相の利用を考えていないなどの要因もある。したがって、80年代までの精度解析結果から現在のDGPS/INS複合航法の航法精度を予測するのは不可能である。

一方、90年代に入るとGPSが完成し、受信機ハードウェアも低価格で調達できるようになったため、飛行実験による航法性能の評価が研究の主流になり、精度解析に関する論文数は少なくなっている。その中でHein [85] は、DGPS/INS複合航法に関する最新の技術成果をまとめて精度予測を実施している。この報告の目的にもあるように、複合航法による航法性能の最高到達点を予測するとの立場から、その誤差モデルはかなり楽観的である。それでも精度予測値は、もっとも良い環境下での現在の実験データとほぼ一致しており、報告の目的は達成されている。しかし、なぜここまで精度が向上したのか、実験環境が悪いとき何が問題で航法精度が悪化するかなどの、実用化に際してのいわゆる見通しをたてる設計ツールとしては不十分である。

表 3.2-1 従来の誤差モデルとその問題点 (1/4)

従来研究における誤差モデル	精度予測値	問題点
<p><u>Meyers, 1976 [5]</u></p> <p>搭載フィルタの誤差モデルとして、</p> <ul style="list-style-type: none"> ● INSの位置誤差 (3次元) ● 速度誤差 (3次元) ● 姿勢角誤差 (3次元) ● 高度計のスケールファクタ (1次元) ● ジャイロバイアス (3次元) ● GPS受信機クロック誤差 (2次元) <p>の合計16次元を用いている。</p> <p>精度解析シミュレーションでは、上記の他、</p> <ul style="list-style-type: none"> ● ジャイロのG感、G²感バイアス、ミスアライメント、スケールファクタ ● 加速度計のバイアス、ミスアライメント、スケールファクタ ● 気圧高度計のバイアス誤差 (1次元) ● 重力モデル誤差 ● GPS受信機クロック誤差 (2次元) <p>の合計52次元の誤差モデルを仮定している。</p>	<p>位置誤差：</p> <p>水平面 42.8 m (2σ)</p> <p>高度方向 15.2 m (2σ)</p> <p>速度誤差：</p> <p>水平面 8.6 cm/s (2σ)</p> <p>高度方向 9.0 cm/s (2σ)</p> <p>姿勢角誤差：</p> <p>ロール/ピッチ 0.014° (2σ)</p> <p>ヨー 収束せず</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 搭載フィルタの誤差モデルに加速度バイアスを入れていないので、重力計算の誤差が除去できない。気圧高度計が重要な意味をもつシステム構成である。 2. GPSに関する誤差源がほとんどモデル化されていないので、得られたシミュレーション結果に信頼性がない。 3. INSセンサに関する誤差源は詳しいが、G感バイアスなどリングレーザジャイロでは考慮する必要のないものまで含まれている。

表 3.2-1 従来の誤差モデルとその問題点 (2/4)

従来研究における誤差モデル	精度予測値	問題点
<p>Brockstein, 1976 [6]</p> <p>搭載フィルタとして15~22次元の誤差モデルを仮定している。15次元の場合はヨー姿勢角を除いて Meyers [5] と同じ状態量を選んでおり、22次元の場合はさらに加速度バイアス(3次元)、4衛星分のGPS大気遅延誤差を推定している。</p> <p>精度解析シミュレーションでは、上記の他、GPSに関して、4衛星分46次元の誤差を仮定している。すなわち、</p> <ul style="list-style-type: none"> ● 放送暦(24次元) ● 大気遅延(16次元) ● 受信機クロック(6次元) <p>である。</p> <p>INSに関しては Meyers [5] の場合とほぼ同じで、搭載フィルタで仮定したものも含めて60次元の誤差をモデル化している。</p> <p>その結果、全体として106次元の誤差をモデル化したシミュレーションである。</p>	<p>位置誤差:</p> <p>水平面 9.2 m (2σ)</p> <p>高度方向 24.4 m (2σ)</p> <p>速度誤差:</p> <p>水平面 9.0 cm/s (2σ)</p> <p>高度方向 18.2 cm/s (2σ)</p>	<p>GPS/INS複合航法のコンセプトを数値的に検証した初期の研究の中でもっとも詳細なモデルをもつシミュレーションを実施している。しかし、以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 搭載フィルタの誤差モデルに加速度バイアスを入れていないので、重力計算の誤差が除去できない。気圧高度計が重要な意味をもつシステム構成である。 2. GPSに関する誤差源は詳しいが、S/Aの付加、DGPS航法、搬送波位相の利用、など近年のGPS技術に関する情報が入っていないので、この報告から現在のDGPS/INS複合航法精度を予測することができない。 3. INSセンサに関する誤差源は詳しいが、G感バイアスなどリングレーザジャイロでは考慮する必要のないものまで含まれている。

表 3.2-1 従来の誤差モデルとその問題点 (3/4)

従来研究における誤差モデル	精度予測値	問題点
<p>Upadhyay, 1993 [1]</p> <p>搭載フィルタの誤差モデルとして、</p> <ul style="list-style-type: none"> ● INSの位置誤差 (3次元) ● INSの速度誤差 (3次元) ● INSの姿勢角誤差 (3次元) ● ジャイロバイアス (3次元) ● 加速度計のスケールファクタ (3次元) ● GPS受信機のクロック誤差 (2次元) <p>の合計17次元を用いている。報告によれば、使用する予定の加速度計のバイアスは小さく、考慮する必要がないとしている。</p> <p>精度解析のシミュレーションで新たに考慮している誤差源としては、重力モデル誤差、大気抵抗誤差のみで、そのほかは搭載フィルタと同一である。</p>	<p>位置誤差： 20m (2σ)</p> <p>速度誤差： 0.4 cm/s (2σ)</p> <p>姿勢角誤差： ヨー角は収束せず。 それ以外は、0.3° (2σ) の値が示されている。</p>	<p>宇宙空間を前提としたシミュレーションのため、航空機ユーザの精度解析に適用するには種々の問題がある。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. INSセンサの誤差が十分モデル化されていない。搭載フィルタとシミュレーションのモデルはほぼ同じである。 2. GPSには、SAなし、大気遅延なし、と地上の一般ユーザには対応できない。

表 3.2-1 従来の誤差モデルとその問題点 (4/4)

従来研究における誤差モデル	精度予測値	問題点
<p>Hein, 1993 [85]</p> <p>搭載フィルタとして、</p> <ul style="list-style-type: none"> ● 位置誤差 (3次元) ● 速度誤差 (3次元) ● 姿勢角誤差 (3次元) <p>その他、</p> <ul style="list-style-type: none"> ● INSセンサのバイアス、スケールファクタ (12次元) ● GPS受信機クロック誤差 (2次元) ● 搬送波位相アンビグイティ (衛星数と同じ次元) <p>の誤差をモデル化しており、次元が従来に比べて大きい。複合航法の性能の最高到達点を予測しようとする意図がある。</p> <p>シミュレーションでは、上記の誤差の他に、INSセンサのミスアライメント、加速度計のG感誤差などモデル化しているのみで、GPSに関しての誤差源は追加していない。</p>	<p>位置精度： 10 cm (2σ)</p> <p>速度精度： 1 cm/s (2σ)</p> <p>姿勢角精度： 0.005° (2σ)</p>	<p>GPS利用技術の最新の成果と、ハードウェア技術の進歩を精度解析に取り込み、DGPS/INS複合航法の測位精度を予測した点で意義がある。しかし、以下の点で不十分である。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. DGPS航法により、GPSで残る誤差源はシュドレンジ、搬送波位相ともランダムノイズだけとしている点は楽観的すぎる。大気遅延、マルチパスなどいぜんとして考慮しなければならぬ誤差がある。 2. INSセンサは、リングレーザジャイロを前提としているが、誤差パラメータの値が楽観的すぎる5×10^4のスケールファクタ、0.0035 deg/hのバイアスを実現するのは難しい。 3. 搭載フィルタの次元が大きく、実時間航法ができるかどうか疑問が残る。

そこで本研究では、

- ① いきなりDGPS航法における誤差モデルを構築するのではなく、もともとGPSに含まれる誤差源を、現在の最新の知見、あるいは実データを使った誤差同定の手法を用いて、できるだけ客観的にモデル化する。
- ② つぎに、DGPS航法によりそれらの誤差源がどこまで除去されるか、残るとしたら何が原因かを見通すことのできるDGPSの誤差モデルを構築する。
- ③ INSセンサに関しては、いたずらに詳細な誤差モデルを作るのではなく、現在の技術レベルに合ったモデルをつくる。
- ④ INS誤差モデルで使用するパラメータについては、INSセンサ誤差の特性として経年変化、動作環境による変動もあるので典型的な値を用いるが、その値が地上試験の実データと比較して許される範囲の変動かチェックする。

というアプローチをとる。

3.3 本研究で提案する複合航法センサの誤差モデル

3.3.1 GPS誤差モデル [43]

本研究では、観測データとしてシュードレンジ、デルタレンジ、搬送波位相を考慮する。ここでは、それぞれの観測データに含まれる誤差をモデル化する。

シュードレンジを観測データとして用いる場合、本研究では以下のものを考慮する。

- ① SAによる誤差 (d_{SA})
- ② 電離層遅延による誤差 (d_{iono})
- ③ 対流圏遅延による誤差 (d_{trop})
- ④ 受信機クロック誤差 (dt_1)
- ⑤ 受信機の観測誤差 (δp)

ただし、()内は、(2.2-5)式で用いた変数である。

さらに搬送波位相では、位相アンビギュイティも誤差としてモデル化する。

- ⑥ 搬送波位相アンビギュイティ (n)

同様に () 内は、(2.2-10)式で用いた変数である。

① SAモデル

SAは、放送暦に含まれるGPS衛星の位置情報とクロック誤差情報に、故意に誤差を入れたもので航法精度を悪化させる。したがって、SAを正確にモデル化するためには真のGPS衛星の位置、クロックのGPSタイムからのずれを推定し、それと放送暦との値を比較する必要がある。しかし、真の軌道暦を推定するためには世界中に受信機を設置して、同時にGPSの観測を実施しなければならず容易ではない。またSAによる誤差は、最終的にはレンジ誤差となって航法計算に現れるので、衛星位置、クロック個別にモデル化しても測位精度の予測には有効でない。ここでは、航法性能を予測するとの立場から、レンジ誤差としてのSAをモデル化する。

SAによるレンジ誤差を実験的に観測するためには、(2.2-5)式で示したシュードレンジに関する観測方程式のうち、SAによるレンジ誤差以外のすべてをもとめ、以下の計算をする。

$$d_{SA} = \rho(t_3) - r(t_3) - r_{iv}(T_2) - d_{sat} - d_{iono} - d_{trop} - c(\Delta t_1 - \Delta t_2) \quad (3.3-1)$$

(3.3-1)式右辺において、 $\rho(t_3)$ は観測データ、第二項と d_{sat} は定点に設置された受信機の位置から正確に計算することができる。また、 Δt_2 も放送暦から計算できる。その結果、 d_{SA} を計算する上での誤差源となるのは、大気遅延量と受信機のクロック誤差のみである。このうち大気遅延量は、あとに述べるGPSに関する最新の知見から得られたモデル式で計算する。一方、受信機のクロック誤差は、各衛星のシュードレンジに共通の誤差なので、航法計算で行うのと同様の観測残差の2乗和が最小になるよう推定する。

1990年7月に行った実験の結果を図3.3-1に示す [17]。当時、GPS衛星にはブロックI型とII型があり、I型にはSAが含まれていなかった。図よりブロックII型のGPS衛星のみに含まれるシュードレンジの系統的な誤差、SAが(3.3-1)式

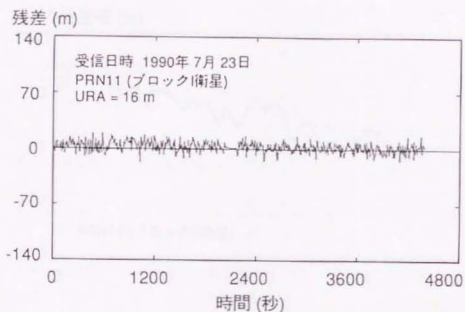


図 3.3-1(a) SAの実験データ (PRN11、ブロックI型)

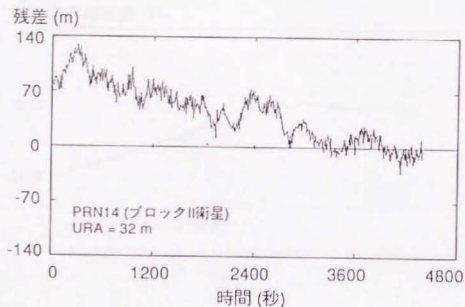


図 3.3-1(a) SAの実験データ (PRN14、ブロックII型)

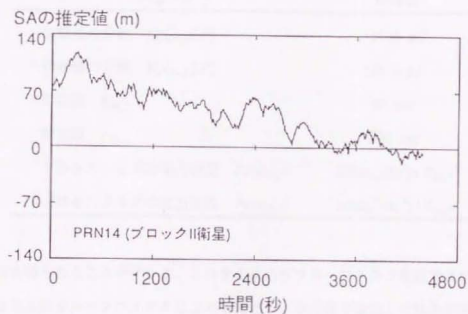


図 3.3-2(a) 平滑化したSA (PRN14)

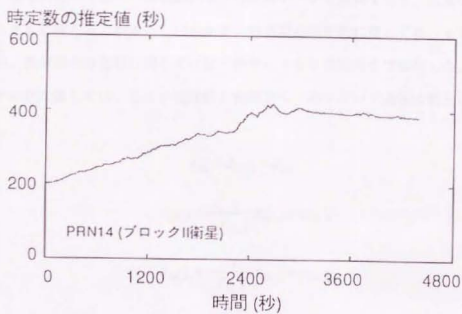


図 3.3-2(b) SAの時定数の推定結果 (PRN14)

表 3.3-1 SA モデルで用いるパラメータ値

パラメータ	仕様値
初期値の分散 $E[d_{SA,S}(0)^2]$	$(10.6 \text{ m})^2$
初期値の分散 $E[d_{SA,L}(0)^2]$	$(28.3 \text{ m})^2$
時定数 $T_{SA,S}$	90 sec
時定数 $T_{SA,L}$	200 sec
プロセスノイズの電力密度 $P_S(w_{SA,S})$	$2E[d_{SA,S}(0)^2] / T_{SA,S}$
プロセスノイズの電力密度 $P_S(w_{SA,L})$	$2E[d_{SA,L}(0)^2] / T_{SA,L}$

に基づき得られることが分かる。これを1次のガウス・マルコフ過程で近似できるとして2次元のカルマンフィルタにより平滑化し、時定数を推定した結果が図 3.3-2 である。観測ノイズが平滑化され、ほぼ400秒という時定数が得られた。ただし、この時定数は、SAの短周期の変動に関する値で、実験データに示される数千秒のゆっくりとした変動を表す長周期のものではない。

その後も同様の方法で、継続的にSAの実験データを取得すると、SAの時定数が時代とともに変化していることが分かる。短周期の時定数に関しては、400秒から90秒、長周期の時定数に関しては数千秒から200秒程度まで変化した。

モデル化に際しては、SAを短周期と長周期の1次マルコフ過程の和として表すものとし、

$$d_{SA} = d_{SA,S} + d_{SA,L} \quad (3.3-2)$$

$$\dot{d}_{SA,S} = -\frac{1}{T_{SA,S}} d_{SA,S} + w_{SA,S} \quad (3.3-3)$$

$$\dot{d}_{SA,L} = -\frac{1}{T_{SA,L}} d_{SA,L} + w_{SA,L} \quad (3.3-4)$$

とした。上記モデルのパラメータは実際のGPS信号の受信実験からもとめ、表 3.3-1 で示す値とした。これは最新の実験データに基づくものであるが、第5章の飛

行実験結果との比較においては、実験中のSAをデータから求め、そのエポックでモデルが現実の値と許される範囲で一致しているか再度確認する。

② 電離層遅延

電離層遅延とは、電離層を電波が通過する際にその群速度（変調波の速度）が遅くなることに起因するレンジ測定の誤差である。ただし、搬送波位相データを使用する場合は、群速度ではなく搬送波の位相速度の電離層内における変化が問題になり、これは逆に電離層内で速くなる。シュードレンジと搬送波位相の遅延量は正負反対となる。それぞれのレンジ誤差の大きさは、電波の中心周波数と経路に沿った総電子量（TEC, Total Electron Content）によって決まり、以下の式で計算される。

$$d_{iono} = \frac{40.3}{f^2} \int_0^R N_e dr \quad (3.3-5)$$

ここで、 N_e は局所電子密度で、伝搬経路に沿った積分値がTECとなる。

しかし、 N_e は位置、時間帯、太陽活動の周期によって様々に変化し、(3.3-5)式で計算できるよう表せない。そこで、実験的にGPSにおける d_{iono} の値を計測し、モデル化する必要がある。GPSの最新の知見によれば、Klobucharのモデル[20]が扱いやすく比較的精度が高いとされている。これは、天頂方向の遅延量を、局所時刻の午後2時を最大とするサイン曲線でモデル化したもので、その周期と振幅は3次の多項式で計算される。GPS衛星からの放送暦にはこの多項式の係数が電離層遅延パラメータとして含まれているので計算に利用することができる。このモデルにより計算された遅延量は実際の値に対して5%程度の精度とされている[21]。これはパラメータが全世界同一であり、更新周期も数日以上と長いためである。

本研究では、6.0秒ごとにKlobucharのモデルを用いて電離層遅延を計算し、その間はコンスタント・バイアスとした。すなわち、

$$\dot{d}_{iono,i} = 0 \quad (3.3-6)$$

$$d_{\text{iono},i}(t_k) = f_{\text{iono}}(E_i, A_i) \quad (3.3-7)$$

である。ここで、 $d_{\text{iono},i}$ は i 番目の GPS 衛星の電離層遅延、 E_i, A_i はそれぞれ、ユーザから i 番目の GPS 衛星を見たときの仰角、方位角である。 f_{iono} は、Klobuchar のモデルに基づき電離層遅延量の大きさを計算するための関数で、天頂方向以外の遅延量の計算には、GPS 衛星の仰角をパラメータとするマッピング関数を使う。

Klobuchar のモデルの詳細については補随 3 に示した。

本研究のモデルの特長は、衛星ごとに電離層遅延を状態量として定義することである。電離層はその所局電子密度からみると、高度 400~500 km にその中心がある。今、2つの GPS 衛星が 30° 離れた方向に見えるとすると、それぞれの衛星から来る GPS 信号は、電離層では 200~300 km 離れた位置を通過することになる (図 3.3-3)。この程度の距離が離れると電離層遅延は互いに無相関であるといつてよく、誤差モデルは各衛星との観測データごとに定義する必要がある。

③ 対流圏遅延

対流圏遅延は、大気と真空中におけるマイクロ波の屈折率の違いから生じる電波経路長の変化によって引き起こされる。この変化は、変調波、搬送波に依らないのでシュドレンジ、搬送波位相とも同じ遅延量を含む。

大気中の電波の屈折率 n は、20 MHz より低い周波数のマイクロ波に対して以下の式で与えられる。

$$n-1 = (0.776 \frac{P}{T} + 373 \times 10^3 \frac{e}{T^2}) \times 10^{-6} \quad (3.3-8)$$

ここで、 P と e は Pa 単位で表した気圧及び水蒸気分圧である。 T は温度で K 単位で表されている。(3.3-8) 式のうち、右辺第 1 項は気圧と気温のみに依存する項であるからドライ項、第 2 項は水蒸気分圧に依存するからウェット項と呼ぶ。

屈折率 n ではなく、実際の GPS の遅延量 d_{trop} の形で計算できるモデルとして精度が高いものに、Saastamoinen のモデル [25] がある。これは (3.3-8) 式のドライ項と

ウェット項の両方を含むもので、気圧、気温、水蒸気分圧をパラメータとする関数である。本研究では、電離層と同じく60秒の間コンスタント・バイアスであると仮定し、以下のモデルを使用する。

$$\dot{d}_{trop,z} = 0 \quad (3.3-9)$$

$$d_{trop,z}(t_k) = f_{trop}(P, T, e) \quad (3.3-10)$$

$$d_{trop,i}(t_k) = M_{trop}(E_i) \cdot d_{trop,z}(t_k) \quad (3.3-11)$$

ここで、 $d_{trop,z}$ は天頂方向の対流圏遅延、 $d_{trop,i}$ は*i*番目のGPS衛星の対流圏遅延である。

本研究のモデルの特長は、対流圏遅延を計算するための状態量として、衛星数には関係なく天頂方向の遅延量のみの一状態量を考えていることである。これは、電波の屈折率に影響を与える大気の層は、せいぜい数十 km までの高度である。したがって、電離層遅延とは異なり、それぞれの衛星の観測データに含まれる対流圏遅延量は、互いに強い相関をもっているからである(図 3.3-4)。そして、各衛星ごとの対流圏遅延は、天頂方向に関するマッピング関数 M_{trop} を介して求める。マッピング関数 M_{trop} としては C/A-2.2 のマッピング関数 [26] を用いた。これらの詳細は補随3で述べる。

④ 受信機クロック誤差

受信機クロックのGPSタイムからのオフセット dt_b は、受信機の各チャンネルで共通の値をもつので、通常は未知変数として推定される対象となる。したがって、そのダイナミクスを正確にモデル化することは非常に重要である。従来は、クロック誤差を時刻バイアスとドリフト(周波数のバイアス)の2次元でモデル化することが多かったが、本研究では実際のクロックのデータをもとにそのダイナミクスを同定する。

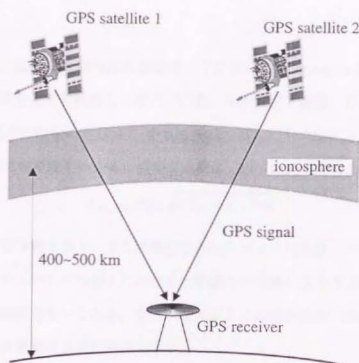


図 3.3-3 電離層とGPS信号の伝搬経路

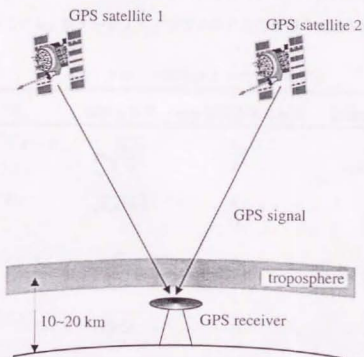


図 3.3-4 対流圏とGPS信号の伝搬経路

図 3.3-5 は、温度制御型の水晶発振器 (TCXO、Temperature Controlled Crystal Oscillator) の短期安定度を計測し (図中、○点、日本電波工業製、OREX 搭載 GPS 受信機で使用されたもの [32])、それを実線で結んだものである。実線は典型的な TCXO の短期安定度といえる。短期安定度は、以下の式で計算した。

$$\sigma_{\text{clock}}(\tau) = \sqrt{\langle \bar{f}_{k+1} - \bar{f}_k \rangle^2 / 2} \quad (3.3-12)$$

ここで、 $\langle \rangle$ は相平均を表す。また正規化されたクロック周波数 (クロック出力を中心周波数で割ったもの) の時刻 k における τ 秒間の平均値を \bar{f}_k とする。さらに時刻 k と時刻 $k+1$ との時間差も τ である。また、表 3.3-2 に短期安定度、周波数誤差電力密度、位相誤差電力密度の数学的關係を示す。

図 3.3-5 より、実際の TCXO 誤差は単に時刻バイアスとそのドリフトではなく、位相ホワイトノイズ、周波数ホワイトノイズ、周波数フリッカーノイズ、周波数ランダムウォークが合わさっていることが分かる。そして、それぞれの誤差が顕著になる時定数は異なっている。実データより、通常の GPS 受信機で使用される TCXO で

表 3.3-2 クロック誤差源とその数学モデル

誤差モデル	短期安定度	周波数誤差電力密度	位相誤差電力密度
周波数ランダムウォーク	$2\pi\sqrt{\frac{h_{-2}\tau}{6}}$	$\frac{h_{-2}}{f^2}$	$\frac{h_{-2}}{(2\pi)^2 f^4}$
フリッカーノイズ	$\sqrt{h_{-1}2\ln 2}$	$\frac{h_{-1}}{f}$	$\frac{h_{-1}}{(2\pi)^2 f^3}$
周波数ホワイトノイズ	$\sqrt{\frac{h_0}{2\tau}}$	h_0	$\frac{h_0}{(2\pi)^2 f^2}$
位相ホワイトノイズ	$\frac{\sqrt{h_2 3f_0}}{2\pi\tau}$	$h_2 f^2$	$\frac{h_2}{(2\pi)^2}$

注: h_{-2} , h_{-1} , h_0 , h_2 はそれぞれ誤差の大きさを示す係数。 f_0 は位相ホワイトノイズのカットオフ周波数。

は、受信機の追尾ループのバンド幅 (0.1 Hz ~ 10.0 Hz 程度) から考慮しなければならぬ誤差源は、周波数ランダムウォーク、フリッカーノイズの2種類であることが分かる。

本研究で用いる受信機クロック誤差のダイナミクスモデルを以下に示す。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} dt_3 \\ n_r \\ n_{f1} \\ n_{f2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & k_f & k_f \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1/T_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/T_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} dt_3 \\ n_r \\ n_{f1} \\ n_{f2} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ w_{nr} \\ k_1 w_{nf} \\ k_2 w_{nf} \end{pmatrix} \quad (3.3-13)$$

ここで、 n_r は周波数ランダムウォーク、 w_{nr} はランダムウォークを励起するノイズ、 n_{f1} 、 n_{f2} はフリッカーノイズ、そして w_{nf} はフリッカーノイズを励起するノイズである。また、(3.3-13)式で定義された4つの変数をまとめて、

$$d_{\text{osc}} = (dt_3, n_r, n_{f1}, n_{f2})^T \quad (3.3-14)$$

とする。

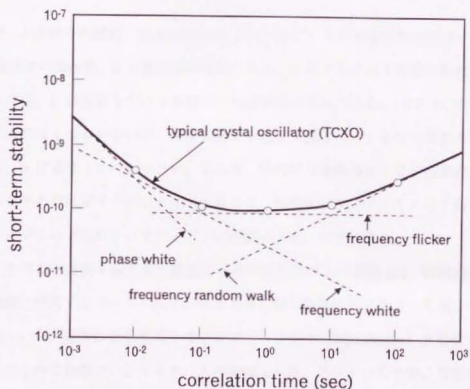


図 3.3-5 水晶発振器の短周期安定度

⑤ 受信機の観測誤差

GPS信号が受信機アンテナに到達してから生じる誤差として、受信機の観測誤差がある。観測誤差は大きくマルチパス誤差 δp_m 、受信機バイアス δp_b 、受信機ノイズ δp_n に分けられる。すなわち、

$$\delta p = \delta p_m + \delta p_b + \delta p_n \quad (3.3-15)$$

である。このうち、受信機ノイズはスムージング技術で小さくすることができるが、それ以外は除去できずに残る。

a. マルチパス誤差 (δp_m)

マルチパス誤差は、GPS信号が地面や構造物に反射してからアンテナに到達したものと、ダイレクトに受信されたものが混じりあって受信機内で処理されるために生じる誤差である。マルチパスを含んだGPS信号は以下のように書くことができる。

$$S_m(t) = AC_f(t)\cos(\omega_L t + \phi) + \alpha AC_f(t - \delta)\cos[\omega_L(t - \delta) + \phi] \quad (3.3-15)$$

ここで、 A は信号の振幅、 $C_f(t)$ はC/Aコードなどレンジ測定のためのコード信号、 ω_L は搬送波の周波数、 ϕ は搬送波の位相である。 α はマルチパス信号の振幅を決めるスケール値、 δ は反射などによる信号の到達時間の遅れである。(3.3-15)式ではマルチパス信号は1つしかないが、実際は様々な経路で混入してくるので複数の信号の和となる。 α は通常1よりも小さい。これは、反射波は直線偏波となり右旋偏波用のGPSアンテナではゲインが3 dB下がること、通常反射波はアンテナの下面方向から入射するがこの方向のアンテナ・ゲインが低いこと、などによる。

マルチパスが存在するときの誤差は、そのマルチパスの振幅 αA 、時間遅れ δ 、レンジ測定に使用するコード $C_f(t)$ と、そのときの信号処理の方法によって異なってくる。周波数 ω_L は、通常の信号処理ではノンコヒーレント (noncoherent) で動作するように設計されるので影響ない。マルチパスの振幅 αA は、アンテナの性能、設置環境等によって変わる。時間遅れ δ は、いろいろな信号の到達経路が考えられるので、ダイレ

クトの信号と相互相関のなくなるまで (PRNコードの場合、1.5チップ遅れ) すべてのケースを考えなければならない。信号処理の方法で影響を与えるのは、レンジ測定のための追尾ループの位相誤差検出の方法 (discriminator) で、これをどう設計するかで出力誤差が変わる。例えば、従来のC/Aコード受信機では最大60m程度のマルチパス誤差もありえたのが、同じ条件でも狭域相関器 (narrow correlator) 付きの受信機では最大10m、さらにマルチパス除去機能を付加すると最大3m程度と、受信機技術の進歩で性能が向上した [45]。

以上のように、信号環境、受信機の設計によってマルチパス誤差は変わるので、全ての実データに通用するモデルの作成は不可能である。本研究では、マルチパス誤差のモデルとして、誤差の大きさ σ_m と時定数 T_m で決まる1次マルコフ過程を採用する。すなわち、 i 番目の衛星のマルチパス誤差 $\delta p_{m,i}$ は、

$$\delta \dot{p}_{m,i} = -\frac{1}{T_m} \delta p_{m,i} + w_{m,i} \quad (3.3-16)$$

と表される。このときプロセスノイズの電力密度 (各衛星共通とした) は、

$$P_S(w_m) = 2\sigma_m^2 / T_m \quad (3.3-17)$$

である。 σ_m としては、実データから、シュドレンジの場合は0.3m~60m程度、搬送波位相の場合は0.3cm~1.0cm程度であると考えられる。また、 T_m としては数十秒から数百秒を考える。

このモデルの特長は、全ての衛星についてマルチパス誤差の状態量を定義することである。これは、受信衛星の方向により、マルチパスの値がまったく異なるという実データに基づくものである。

b. 受信機バイアス

各GPS衛星までの測定レンジに含まれるバイアスで、その値がそれぞれ異なり、クロックバイアのなかに入れられないものに受信機のチャンネル間バイアスと、搬送波位相のアンビギュエティがある。チャンネル間バイアスは、GPS信号が受信機

のなかで各チャンネルごとに分けられた後に生じるバイアス誤差であるが、近年の受信機では分割したあとの処理がすべてデジタルで行われるため、その大きさは無視できるほど小さい。したがって、本研究ではモデル化していない。

c. 受信機ノイズ

観測量に含まれるノイズは、信号処理の過程で生じる熱雑音によって励起されるもので、平均値0のランダム雑音である。その生成要因が明らかでないため、大きさも理論的に計算できる。すなわち、受信機のレンジ追尾ループのパラメータを用いて以下のように計算できる [59]。

$$\sigma_p = \Delta \sqrt{\frac{B_D N_0 d}{2C} \left(1 + \frac{2B_{IF} N_0}{C(2-d)}\right)} \quad (3.3-18)$$

搬送波位相の場合は、

$$\sigma_\phi = \lambda \sqrt{\frac{B_C N_0}{2C} \left(1 + \frac{B_{IF} N_0}{4C}\right)} \quad (3.3-19)$$

ここで、 C/N_0 はGPS信号の受信機における信号対雑音電力密度比、 Δ はPRNコード（測距のためのC/Aコードなど）の1チップの長さ、 λ は搬送波の1波長の長さ、 B_{IF} は受信機中間周波数部のバンド幅、 B_D はディレイロック・ループのバンド幅、 B_C はコストス・ループのバンド幅である。また、(3.3-18)式において d は、ディレイロック・ループの相関器において、Early信号とLate信号の時間間隔を示したもので、その値は1~0.1程度の値を取り、受信機の設計方法によって異なる。

実際の観測雑音の大きさは、受信機の性能 (C/N_0)、処理方式の違い (B_{IF} 、 B_D 、 d) により異なるが、現在市販されている受信機では、

$$\sigma_p = \sim 0.5 \text{ m} \quad (3.3-20)$$

$$\sigma_\phi = \sim 5.0 \text{ mm} \quad (3.3-21)$$

程度の性能がある。

本研究では、観測雑音をガウス性の白色雑音として、シュドレンジに関して、

$$\delta p_n = N(0, \sigma_p) \quad (3.3-22)$$

搬送波位相に関して、

$$\delta \phi_n = N(0, \sigma_\phi) \quad (3.3-23)$$

でモデル化した。

⑥ 搬送波位相アンビギュイティ

搬送波位相を観測量として使う場合は、整数倍波長分の位相のアンビギュイティがある。これは、搬送波の追尾ループが連続的にGPS信号を受信している間は一定である。したがって、ここではコンスタント・バイアスとしてモデル化した。すなわち、 i 番目の衛星データのアンビギュイティは、

$$\hat{n}_i = 0 \quad (3.3-24)$$

ただし、追尾ループが信号捕捉を失敗した場合（ロックロスまたはサイクルスリップ）は、アンビギュイティの値は変化するため、バイアス値を再設定する。

以上①～⑥をまとめ、GPS誤差モデルを、(2.3-1)式の形で表現すると、次のようになる。

$$\dot{x}_{GPS_err} = F_{GPS_err} x_{GPS_err} + w_{GPS_err} \quad (3.3-25)$$

ただし、

$$x_{GPS_err} = (d_{SB}, d_{SA,S}, d_{SA,L}, d_{lims}, d_{map,L}, \delta p_m, n)^T \quad (3.3-26)$$

$$d_{SA,S} = (d_{SA,S,1}, d_{SA,S,2}, \dots, d_{SA,S,m})^T \quad (3.3-27)$$

$$d_{SA,L} = (d_{SA,L,1}, d_{SA,L,2}, \dots, d_{SA,L,m})^T \quad (3.3-28)$$

$$d_{lims} = (d_{lims,1}, d_{lims,2}, \dots, d_{lims,m})^T \quad (3.3-29)$$

$$\delta p_m = (\delta p_{m,1}, \delta p_{m,2}, \dots, \delta p_{m,nc})^T \quad (3.3-30)$$

$$n = (n_1, n_2, \dots, n_{nc})^T \quad (3.3-31)$$

である。ここで nc は受信機のチャンネル数を示している。また、 w_{GPS_err} の詳細は、各誤差源の説明で述べたとおりである。

また、システム行列 F_{GPS_err} は、

$$F_{GPS_err} = \begin{pmatrix} F_{cik} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & F_{SA,S} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_{SA,L} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & F_m & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-32)$$

ただし、

$$F_{cik} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & k_f & k_f \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1/T_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/T_2 \end{pmatrix} \quad (3.3-33)$$

$$F_{SA,S} = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_{SA,S}} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & -\frac{1}{T_{SA,S}} \end{pmatrix} \Bigg\} nc \quad (3.3-34)$$

$$F_{SA,L} = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_{SA,L}} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & -\frac{1}{T_{SA,L}} \end{pmatrix} \Bigg\} nc \quad (3.3-35)$$

$$F_m = \begin{pmatrix} \frac{1}{T_m} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & -\frac{1}{T_m} \end{pmatrix} nc \quad (3.3-36)$$

である。

(3.3-26)式で定義された状態量を用いて、GPS観測量の誤差をまとめると、 i 番目のGPS衛星とのシュドレンジに関しては、

$$\rho_{err} = cdt_3 + d_{SA,S,i} + d_{SA,L,i} + d_{iono,i} + M_{trop}(E_i) \cdot d_{trop,\varepsilon} + \delta\rho_{m,i} + \delta\rho_{a,i} \quad (3.3-37)$$

搬送波位相に関しては、

$$\phi_{err} = \frac{\omega_L}{c} [cdt_3 + d_{SA,S,i} + d_{SA,L,i} - d_{iono,i} + M_{trop}(E_i) \cdot d_{trop,\varepsilon}] + \delta\rho_{m,i} + 2n_i\pi + \delta\phi_{a,i} \quad (3.3-38)$$

となる。

3.3.2 DGPS誤差モデル

第2章のDGPSの定式化において、(2.2-14)式および(2.2-15)式では、主な誤差源は2つの観測量を引き算することで完全に消去されるとしている。しかし、実際は完全になくなるわけではなく、残った誤差源がDGPSの航法精度を左右する重要なファクターになる。したがって、正確に航法精度を予測するためにはそれぞれの誤差源がどの程度残るか見通すことのできる誤差モデルを作る必要がある。

誤差が完全に消去されない原因は、2つの観測量が同一地点で、同一時刻に取得されたデータではないからである。したがって、DGPSで残る誤差源の大きさは、2つのデータを取得する2地点間の距離と2つのデータの取得時刻差の関数となる。

① DGPSにおけるSA

SAは、(3.3-3)式と(3.3-4)式で示すように時間の関数である。したがって異なる

時刻でのSAは違う値をもつ(SAには、GPS衛星の軌道位置誤差の成分も含まれており、2地点間の距離が長いと同一時刻でもSAは違う値をもつ。しかし、その影響は時刻差によるものと比較して小さいのでここでは考えない)。DGPSのように2地点以上のGPSデータの差分をとる場合、時刻同期ができていないと完全にSAの効果を取り去ることができない。

そこで本研究では、DGPSの精度予測を予測をする際には、差分をとる2局でのデータの時間差 Δt を関数とするマッピング関数を定義し、DGPSにおける誤差源の影響度(除去されずに誤差が残る割合)をもとめる。これにより、より精密な航法精度予測ができる。

マッピング関数は、SAの詳細が公開されていないので、実データを使って実験的に決める。ここでは、3.3.1節①項と同様の方法でRTCM(Radio Technical Commission for Maritime Services)の104委員会が実験的に求めた、以下のモデルを使用する[49]。

$$M_{SA} = 6.1 \times 10^{-8} \Delta t^2 + 1.1 \times 10^{-5} \Delta t \quad (3.3-39)$$

② DGPSにおける電離層遅延

DGPSでは、電離層遅延量の値そのものより、基準局とユーザとの2点間での遅延量の差が精度に影響する。研究によれば[24]、25 km以上離れると2地点の間で遅延量の差が生じ始める。遅延量の差は、2点間の相対距離と関係すると考えられるので、各地にGPS受信機を設置し、電離層遅延の値の差分を取ることで、この空間相関を表すマッピング関数を求めることができる。しかし、このためには電離層遅延を直接計測できる2波GPS受信機を広い範囲に設置しなければならない。

本研究では、独自にマッピング関数は求めず、Klobucharが北米で行った電離層遅延量計測の実験結果[22]から、この空間相関を表すマッピング関数を読みとり、以下のようにモデル化する。

$$M_{\text{iono}} = a_{\text{iono}} \cdot 0.0011d \quad (3.3-40)$$

ここで、 d は 2 点間の距離 (km)、 a_{iono} は太陽活動の強弱を示すスケール値で通常は 1、最大活動期には 2 とする。

③ 対流圏遅延

対流圏遅延も同様に DGPS では絶対値そのものより、基準局とユーザとの 2 点間での遅延量の差が精度に影響する。ただし、対流圏遅延量の差は電離層遅延と違って、単純な距離の関数というより、それぞれの地点での気圧、温度、水蒸気分圧の差と考えた方がよい。これは、本研究の一環で実施した飛行実験 [51] で、高度方向の遅延量の差が水平方向よりも大きかったことから予測できる。

したがって、本研究では DGPS において単純に GPS 観測量の差を取るのではなく、対流圏遅延を (3.3-11) 式に基づいて補正してから差分を取るアルゴリズムを提案する。その際、とくに高度方向は、気圧、気温、水蒸気分圧が急激に変わるので、その変動を対流圏遅延の補正で考慮しなければならない。高度方向の気圧、気温、水蒸気分圧の変動モデルの詳細については補随 3 に示す。

本研究で用いる誤差モデルも上記の航法アルゴリズムと対応をとる必要がある。ここでは、対流圏遅延の補正後は距離とは関係ない一律の補正誤差が残るとし、その値を実験結果 [51] で得たデータより、遅延量の 0.5% とした。その結果、DGPS での対流圏遅延のマッピング関数は、

$$M_{\text{trop_dGPS}} = 0.005 \cdot M_{\text{trop}}(E_i) \quad (3.3-41)$$

となる。

④ DGPS における受信機クロック誤差

(2.2-14) および (2.2-15) 式より、DGPS では 2 つの局の受信機クロックの差を新たなクロック誤差とおいて推定する。したがって、クロック誤差のモデルは統計的に

2つの誤差を足し合わせたもの、すなわち $\sqrt{2}$ 倍になる。ただし、基準局のクロックとして、水晶ではなく原子時計を使う場合は、図3.3-5で示した安定度が2桁程度下がるので、ユーザのクロック誤差が支配的と考えてよい。その場合は、マッピング関数は1のままである。

⑤ DGPSにおける受信機の観測誤差

同様に2局の受信機誤差の足し合わせであるが、基準局は地上の定点にあるのでデータのスムージングが容易である。また、設置地点を慎重に選ぶことで、マルチパスの影響も軽減される。そのため、受信機誤差もユーザの受信機によるものが支配的であると考え、マッピング関数は1とする。

⑥ DGPSにおける搬送波位相アンビギュイティ

(2.2-15)式より、2つのアンビギュイティの足し算となるが、整数定数である点是不変変わらない。したがってマッピング関数は1とする。

以上①～⑥をまとめて、DGPSにおける観測量の誤差を以下のように表す。
シュドレンジに関しては、

$$p_{err_dGPS} = cdt_3 + M_{SA} \cdot (d_{SA_S_j} + d_{SA_L_j}) + M_{iono} \cdot d_{iono_j} + M_{trop_dGPS} \cdot d_{trop_z} + \delta p_{m_j} + \delta p_{n_j} \quad (3.3-42)$$

搬送波位相に関しては、

$$\phi_{err_dGPS} = \frac{\omega}{c} [cdt_3 + M_{SA} \cdot (d_{SA_S_j} + d_{SA_L_j}) - M_{iono} \cdot d_{iono_j} + M_{trop_dGPS} \cdot d_{trop_z}] + \delta p_{m_j} + 2n_{dGPS_j} \pi + \delta \phi_{n_j} \quad (3.3-43)$$

となる。

3. 3. 3 INS誤差モデル

INSの構成は、ここで考えるストラップダウン型の場合、加速度計とジャイロからなる慣性センサ (IMU, Inertial Measurement Unit) と、INS航法計算のためのアルゴリズムに分かれる。ここでは、それぞれについて誤差モデルを考える。

① 慣性センサ誤差モデル

慣性センサの誤差を考える場合、センサ・ハードウェアの特性を考慮しなければならない。本研究ではジャイロとしてリングレーザ・ジャイロを前提に誤差モデルを構築する。

リングレーザ・ジャイロは、リング・レーザ共振器内のレーザの振動数が、回転中は右回りと左回りで異なることから回転速度を計測する。その構造から、従来の機械式ジャイロと異なり、G感誤差がないことが特長である。

本研究では慣性センサの誤差として、センサ軸のアライメント誤差、スケールファクタ誤差、ゼロ点オフセット (バイアス)、ノイズのみを考え、G感誤差やG²感誤差は考慮しない。これを数学モデルで表すと以下のようになる。

$$\delta \mathbf{a} = \begin{pmatrix} s_{ax} & m_{ax} & m_{axz} \\ m_{axx} & s_{ay} & m_{ayz} \\ m_{axz} & m_{ayz} & s_{az} \end{pmatrix} \mathbf{a} + \mathbf{b}_{acc} + \mathbf{w}_{acc} \quad (3.3-44)$$

$$\delta \boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} s_{gx} & m_{gx} & m_{gxc} \\ m_{gxx} & s_{gy} & m_{gyc} \\ m_{gxc} & m_{gyc} & s_{gz} \end{pmatrix} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{b}_{gyro} + \mathbf{w}_{gyro} \quad (3.3-45)$$

ここで、(3.3-44)式は加速度計誤差、(3.3-45)式はジャイロ誤差を表す。それぞれの式において、 m はアライメント誤差を、 s はスケールファクタを、 b はバイアスを、 w は出力ノイズを表す。(3.3-44)~(3.3-45)式を図示すると図3.3-6のようになる。

それぞれの誤差のダイナミクスモデルを以下に示す。ここでは、アライメント誤差、スケールファクタを時間に関して一定のコンスタント・バイアスとし、バイアス誤差

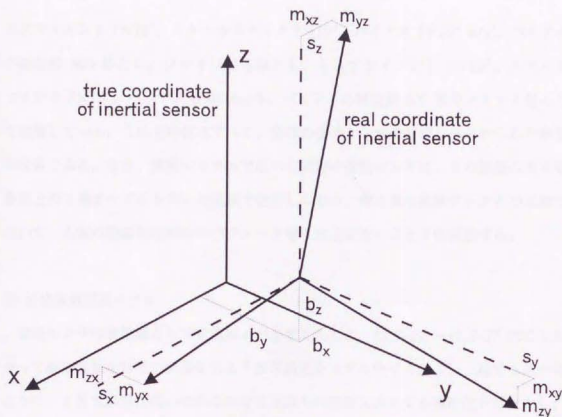


図 3.3-6 慣性センサの誤差モデル

を一次マルコフ過程で近似している。すなわち、

$$\frac{dm_i}{dt} = 0 \quad (3.3-46)$$

$$\frac{ds_i}{dt} = 0 \quad (3.3-47)$$

$$\frac{db_i}{dt} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{T_b} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_b} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_b} \end{pmatrix} b_i + w_b \quad (3.3-48)$$

である。また、出力ノイズ w_b はホワイトノイズでモデル化する。

それぞれの誤差の大きさとして以降の理論精度解析では、加速度計は各軸とも、ミ

スライメント 1×10^3 、スケールファクタ 7×10^3 、バイアス 5×10^4 m/s²、バイアスの時定数 600 秒とし、ジャイロは各軸とも、ミスアライメント 1×10^3 、スケールファクタ 7×10^3 、バイアス 0.05 deg/h、バイアスの時定数 600 秒をノミナル値として使用している。これらの値はすべて、現状の慣性センサの技術レベルからみた典型的な値である。なお、実験システムで用いた実際の慣性センサは、その誤差の大きさを地上の3軸テーブルを用いた実験で確認しており、第5章の実験データとの比較において、上記の理論精度解析のパラメータ値と大差がないことを再確認する。

② 航法演算誤差モデル

慣性センサの誤差源として前項の4つを考えたとき、(2.2-24)~(2.2-27)式にしたがって航法演算を行った結果生じるINS誤差をモデル化する。3.1節でも述べたように、INS誤差は微小であるので2次以上の誤差は消去する線形化を行うとし、ダイナミクスモデルを以下のように表す。

$$\dot{x}_{INS_err} = F_{INS_err} x_{INS_err} + W_{INS_err} \quad (3.3-49)$$

ただし、

$$x_{INS_err} = (\delta r^d, \delta v^n, \delta e^n, b_{acc}, b_{gyro}, s_{acc}, s_{gyro}, m_{acc}, m_{gyro})^T \quad (3.3-50)$$

である。ここで δr^d 、 δv^n 、 δe^n はINS出力誤差を表し、それぞれ、

$$\delta r^d = (\delta L, \delta l, \delta h)^T \quad (3.3-51)$$

$$\delta v^n = (\delta v_N, \delta v_E, \delta v_D)^T \quad (3.3-52)$$

$$\delta e^n = (\delta \phi, \delta \theta, \delta \psi)^T \quad (3.3-53)$$

である。(3.3-51)式は緯度、経度、高度誤差を、(3.3-53)式はロール、ピッチ、ヨー角誤差を表している。また、慣性センサ誤差はそれぞれ、

$$b_{acc} = (b_{ax}, b_{ay}, b_{az})^T \quad (3.3-54)$$

$$b_{gyro} = (b_{gx}, b_{gy}, b_{gz})^T \quad (3.3-55)$$

$$s_{acc} = (s_{ax}, s_{ay}, s_{az})^T \quad (3.3-56)$$

$$s_{gyro} = (s_{gx}, s_{gy}, s_{gz})^T \quad (3.3-57)$$

$$m_{acc} = (m_{ax}, m_{ay}, m_{az}, m_{ax}, m_{ay}, m_{az})^T \quad (3.3-58)$$

$$m_{gyro} = (m_{gx}, m_{gy}, m_{gz}, m_{gx}, m_{gy}, m_{gz})^T \quad (3.3-59)$$

である。このとき、システム行列 F_{INS_err} は、

$$F_{INS_err} = \begin{pmatrix} F_{rr} & F_{rv} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & F_{ve} & F_{vb} & 0 & F_{vs} & 0 & F_{vm} & 0 & 0 \\ F_{er} & F_{ev} & F_{ee} & 0 & F_{eb} & 0 & F_{es} & 0 & F_{em} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & F_{br} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & F_{bg} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-60)$$

$$F_{rr} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -\frac{v_N}{r^2} \\ \frac{v_E \sin L}{r \cos^2 L} & 0 & -\frac{v_E}{r^2 \cos L} \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-61)$$

$$F_{rv} = \begin{pmatrix} \frac{1}{r} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{r \cos L} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \quad (3.3-62)$$

$$F_{er} = \begin{pmatrix} -v_E \left(\frac{v_E}{r \cos^2 L} + 2\omega_e \cos L \right) - r\omega_e^2 \cos 2L & 0 & \frac{v_E \tan^2 L - v_N v_D}{r^2} - \frac{\omega_e^2 \sin 2L}{2} \\ v_N \left(\frac{v_E}{r \cos^2 L} + 2\omega_e \cos L \right) - 2v_D \omega_e \sin L & 0 & -\frac{v_N v_E \tan L + v_E v_D}{r^2} \\ 2v_E \omega_e \sin L + r\omega_e^2 \sin 2L & 0 & \frac{v_N^2 + v_E^2}{r^2} - \omega_e^2 \cos^2 L - 2\frac{H}{r^3} \end{pmatrix} \quad (3.3-63)$$

$$F_{ve} = \begin{pmatrix} \frac{v_D}{r} & -2\frac{v_E \tan L}{r} + \omega_e \sin L & \frac{v_N}{r} \\ \frac{v_E \tan L}{r} + 2\omega_e \sin L & \frac{v_D + v_N \tan L}{r} & \frac{v_E}{r} + 2\omega_e \cos L \\ -\frac{2v_N}{r} & -2\frac{v_E}{r} + \omega_e \cos L & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-64)$$

$$F_{ve} = \begin{pmatrix} 0 & a_D & -a_E \\ -a_D & 0 & a_N \\ a_E & -a_N & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-65)$$

$$a^n = (a_N, a_E, a_D)^T \\ = C_b^n a^b \quad (3.3-66)$$

$$F_{ib} = C_b^n \quad (3.3-67)$$

$$F_{vi} = C_b^n \begin{pmatrix} a_x & 0 & 0 \\ 0 & a_y & 0 \\ 0 & 0 & a_z \end{pmatrix} \quad (3.3-68)$$

$$a^b = (a_x, a_y, a_z)^T \quad (3.3-69)$$

$$F_{vim} = C_b^n \begin{pmatrix} a_y & a_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_x & a_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_x & a_y \end{pmatrix} \quad (3.3-70)$$

$$F_{er} = \begin{pmatrix} \omega_e \sin L & 0 & \frac{v_E}{r^2} \\ 0 & 0 & -\frac{v_N}{r^2} \\ \frac{v_E + v_N \tan^2 L}{r} + \omega_e \cos L & 0 & -\frac{v_E \tan^2 L}{r^2} \end{pmatrix} \quad (3.3-71)$$

$$F_{er} = \begin{pmatrix} 0 & -\frac{1}{r} & 0 \\ \frac{1}{r} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\tan L}{r} & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-72)$$

$$F_{er} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_D & -\omega_E \\ -\omega_D & 0 & \omega_N \\ \omega_E & -\omega_N & 0 \end{pmatrix} \quad (3.3-73)$$

$$\omega_{in}^n = (\omega_N, \omega_E, \omega_D)^T \quad (3.3-74)$$

$$F_{eb} = C_b^n \quad (3.3-75)$$

$$F_{es} = C_b^n \begin{pmatrix} \omega_x & 0 & 0 \\ 0 & \omega_y & 0 \\ 0 & 0 & \omega_z \end{pmatrix} \quad (3.3-76)$$

$$\omega_{ib}^b = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T \quad (3.3-77)$$

$$F_{em} = C_b^n \begin{pmatrix} \omega_y & \omega_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_x & \omega_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_x & \omega_y \end{pmatrix} \quad (3.3-78)$$

$$F_{ba} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{T_{ba}} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_{ba}} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_{ba}} \end{pmatrix} \quad (3.3-79)$$

$$F_{bg} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{T_{bg}} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_{bg}} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_{bg}} \end{pmatrix} \quad (3.3-80)$$

となる。また、

$$w_{INS_err} = (0, 0, 0, w_{ba}, w_{bg}, 0, 0, 0)^T \quad (3.3-81)$$

である。

3.4 本研究で提案する理論精度予測法

GPSに関する最新の知見の反映と実データに基づく客観的な誤差同定、DGPS航法や搬送波位相の利用といった新しいアルゴリズムの適用、さらに現在の慣性センサのハードウェア技術、これら全てを考慮した誤差モデルを構築することは、DGPS/INS複合航法システムの航法精度を正確に予測するうえで非常に重要である。

一方、予測された航法精度が良いか悪いか、性能を左右するのは複合航法システム

における搭載フィルタのアルゴリズムの良否である。本研究で提案する理論精度解析の最大の特長は、単に航法精度を予測するだけではなく、精度を決める誤差要因は何であるか、さらに精度を上げるためにはどのようなアルゴリズムを組めばよいか、を理論的に確認できることであり、その結果、本手法はDGPS/INS複合システムの実際の応用を可能とする設計ツールとなる。

本研究で提案する理論精度解析では、種々の搭載フィルタ・アルゴリズムを仮定して、その航法精度を予測することができる。DGPS/INS複合航法システムの搭載フィルタの主要な設計点は、推定する状態量として何を選ぶか、観測量として何を選び観測方程式をどのように組むかである。理論精度解析の中でこの設計点をどう反映させるか、以下に定式化する。

今、搭載フィルタで推定する状態量のダイナミクスモデルを、

$$\dot{x}_{GPS/INS}^* = F_{GPS/INS}^* x_{GPS/INS}^* + w_{GPS/INS}^* \quad (3.4-1)$$

と定義する。

ここで状態量の例として、位置誤差、速度誤差、姿勢角誤差、加速度バイアス、ジャイロ・バイアス、搬送波位相アンビギティ、受信機クロック誤差を選ぶ。すなわち、

$$x_{GPS/INS}^* = (\delta r^T, \delta v^T, \delta e^T, b_{acc}^T, b_{gyro}^T, n, d_{clk}^T)^T \quad (3.4-2)$$

$$w_{GPS/INS}^* = (0, 0, 0, w_{a1}, w_{a2}, w_{a3}, w_n, w_{clk}^T)^T \quad (3.4-3)$$

である。その結果、システム行列 $F_{GPS/INS}^*$ は、

$$F_{GPS/INS}^* = \begin{pmatrix} F_{INS}^* & 0 \\ 0 & F_{GPS}^* \end{pmatrix} \quad (3.4-4)$$

となる。ここで、受信機クロックに関する状態量は数を削減するため、周波数フリッカーノイズ以上、高周波の誤差源は無視し、周波数ランダムウォークのみをモデル化するものとする。すなわち、

$$d_{clk}^* = (dt_3, n_e)^T \quad (3.4-5)$$

$$w_{cik}^* = (0, w_{sv})^T \quad (3.4-6)$$

$$d_{cik}^* = F_{cik}^* d_{cik}^* + w_{cik}^* \quad (3.4-7)$$

$$F_{cik}^* = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.4-8)$$

となる。その結果、システム行列は以下ようになる。

$$F_{INS}^* = \begin{pmatrix} F_{rv} & F_{rv} & 0 & 0 & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & F_{vr} & F_{vb} & 0 \\ F_{er} & F_{ev} & F_{er} & 0 & F_{eb} \\ 0 & 0 & 0 & F_{ba} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & F_{bf} \end{pmatrix} \quad (3.4-9)$$

$$F_{GPS}^* = \begin{pmatrix} F_{cik}^* & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.4-10)$$

観測方程式は、使用するセンサの種類、数、配置や、観測データとして何を採用するかによって変わる。まずディファレンシャル航法ではなくGPS/INS複合航法の場合を考える。この場合もGPSを観測センサとして扱うわけであるが、その観測データとしては、第2章で述べたように、シュドレンジ、搬送波位相、デルタレンジの3種類がある。それぞれの観測量について誤差の項を1次までテーラー展開して、

$$z_i = h_i^*(\hat{X}_{GPS/INS}) + h_i^* x_{GPS/INS}^* + v_i^* \quad (3.4-11)$$

と表す。添字 i は、GPS衛星ごとにつけられている番号で、 i 番目の衛星に関する観測データであることを表している。また $\hat{X}_{GPS/INS}$ は、GPS/INS複合航法の現在の出力値で、ストラップダウンINS出力を複合航法の誤差推定値で補正したものである（すなわち、現時点での最適推定値となる）。

関数 $h_i^*(\cdot)$ は、GPS/INS複合航法でモデル化した観測方程式を表しており、シュドレンジに関しては、式(2.2-5)より、

$$h_i^*(\hat{X}_{GPS/INS}) = T_i^f(\hat{r}^d(T_1)) - r_{ni}(T_2) - c\Delta t_2 \quad (3.4-12)$$

である。ここで $T_i^f(\cdot)$ は、緯度・経度・高度から地球中心・地球固定座標系へ変換する関数で、

$$T_d^e(r^d) = \begin{pmatrix} (N+h)\cos L\cos l \\ (N+h)\cos L\sin l \\ \{N(1-e^2)+h\}\sin L \end{pmatrix} \quad (3.4-13)$$

$$N = \frac{r_e}{\sqrt{1-e^2\sin^2 L}} \quad (3.4-14)$$

$$e^2 = f(2-f) \quad (3.4-15)$$

である。ここで r_e 、 f はそれぞれ地球の平均赤道半径、扁平率でGPSではWGS 84 (補随1参照) の値を採用する。またヤコビ行列 h_i^* は、

$$h_i^* = \begin{pmatrix} \left[\frac{T_d^e(\hat{r}^d(T_3)) - r_{sv}(T_2)}{|T_d^e(\hat{r}^d(T_3)) - r_{sv}(T_2)|} \frac{\partial T_d^e(\hat{r}^d(T_3))}{\partial r^d} \right]^T, 0, 0, 0, 0, 1, 0 \end{pmatrix} \quad (3.4-16)$$

$$\frac{\partial C_d^e(r^d(T_3))}{\partial r^d} = \begin{pmatrix} -(N+h)\sin L\cos l & -(N+h)\cos L\sin l & \cos L\cos l \\ -(N+h)\sin L\sin l & (N+h)\cos L\cos l & \cos L\sin l \\ \{N(1-e^2)+h\}\cos L & 0 & \sin L \end{pmatrix} \quad (3.4-17)$$

となる。

搬送波位相に関しては、式(2.2-10)で示すように、基本的にシュードレンジと同じく距離を表すデータであるが、搬送波位相アンビギュイティが含まれている点が異なっている。したがって、観測方程式、ヤコビ行列はそれぞれ、

$$h_i^*(\hat{X}_{GPS/INS}) = \frac{\omega_L}{c} \left(|T_d^e(\hat{r}^d(T_3)) - r_{sv}(T_2)| - c\Delta t_{2i} \right) \quad (3.4-18)$$

$$h_i^* = \left(\frac{\omega_L}{c} \left[\frac{T_d^e(\hat{r}^d(T_3)) - r_{sv}(T_2)}{|T_d^e(\hat{r}^d(T_3)) - r_{sv}(T_2)|} \frac{\partial T_d^e(\hat{r}^d(T_3))}{\partial r^d} \right]^T, 0, 0, 0, 0, h_{n,i}, \frac{\omega_L}{c}, 0 \right) \quad (3.4-19)$$

$$h_{n,i} = \underbrace{(0, \dots, 0, 2\pi, 0, \dots, 0)}_{\hat{r}_i} \quad (3.4-20)$$

である。ここで $h_{n,i}$ は、 i 番目の衛星の搬送波位相アンビギュイティに関するヤコビ行列である。

観測量として搬送波位相の差分であるデルタレンジを用いる場合は、定値であるアンビギュイティが除去され、(2.2-11)式にしたがって、観測方程式、ヤコビ行列はそ

それぞれ以下になる。

$$h_1^*(\hat{X}_{GPS/INS}) = \frac{\omega_e}{c} \left[(|T_d^*(\hat{r}^d(T_3)) - r_m(T_2)| - |T_d^*(\hat{r}^d(T_3 - \Delta t)) - r_m(T_2 - \Delta t)| - c\Delta t d_{23}) \right] \quad (3.4-21)$$

$$h_1^* = \left(\begin{array}{c} \frac{\omega_e}{c} \left[\frac{T_d^*(\hat{r}^d(T_3)) - r_m(T_2)}{|T_d^*(\hat{r}^d(T_3)) - r_m(T_2)|} - \frac{T_d^*(\hat{r}^d(T_3 - \Delta t)) - r_m(T_2 - \Delta t)}{|T_d^*(\hat{r}^d(T_3 - \Delta t)) - r_m(T_2 - \Delta t)|} \right] \frac{\partial T_d^*(\hat{r}^d(T_3))}{\partial r^d} \Bigg)^T \\ \Delta \left[\frac{T_d^*(\hat{r}^d(T_3)) - r_m(T_2)}{|T_d^*(\hat{r}^d(T_3)) - r_m(T_2)|} \frac{\partial T_d^*(\hat{r}^d(T_3))}{\partial r^d} \right]^T, 0, 0, 0, 0, 0, \frac{\omega_e \Delta t}{c} \end{array} \right) \quad (3.4-22)$$

上記のアルゴリズムを用いた場合、真の誤差空間で仮定しているGPS、INSに関する誤差状態量と、搭載アルゴリズムで仮定する誤差状態量は表3.4-1で示すようになる。

DGPS/INS複合航法の精度予測をする場合も定式化は基本的に同じである。これは、観測方程式においてDGPS航法の場合、シュドレンジは(2.2-5)式では

表3.4-1 GPS/INS複合航法における誤差空間

	真の誤差モデル	次元	搭載モデル
GPS	搬送波位相アンビギュイティ	1 2	×*
	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	1 2	
	SA短周期成分	1 2	
	電離層遅延	1 2	
	対流圏遅延	1	
	マルチパス	1 2	
	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	
	合計	9 8	1 7 (2 9*)

備考：* 搬送波位相データを観測量として使用する場合のみ。

** ホワイトノイズでモデル化。

なく (2.2-14)式で表されるので関数 $h^*(\cdot)$ は異なるが、理論精度解析でその推定精度を求める INS 誤差にかかるヤコビ行列 h^*_i は変わらないからである。これは観測量として、搬送波位相、デルタレンジを用いた場合でも同じである。ただし、真の誤差モデルに関しては、GPS 誤差モデルではなく 3. 3. 2 節で定式化した DGPS 誤差モデルを使用しなければならない。

以上をまとめ、本研究で提案する理論精度予測法をフローチャートで表すと、図 3.4-1 のようになる。図中、ハッチをした部分が搭載フィルタのアルゴリズムを表す部分で、アルゴリズムで使用する行列は本節で定式化した。ハッチングをした部分以外が、搭載フィルタでモデル化していない誤差源も考慮した場合に予測される航法精度を計算する部分で、式中で使用される行列は 3. 3 節で定式化した。

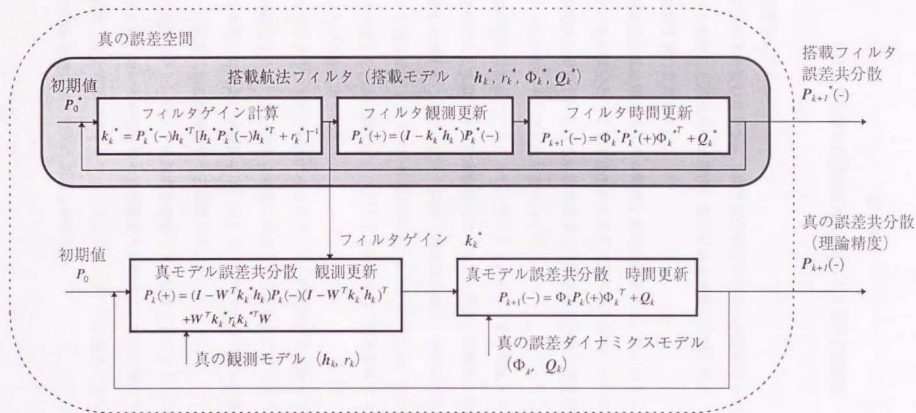


図 3.4-1 理論精度予測法のフローチャート

第4章

本研究で提案する理論精度予測法による精度予測結果

4.1 精度予測の目的

本章では、具体的なDGPS/INS複合航法システムの搭載アルゴリズムを対象に、本研究で提案した理論精度予測法に基づく航法精度の予測を行う。その際、以下の4点を精度予測の目的とする。

- ① 各種誤差源が航法精度に与える影響を個別に評価する。すなわち、どの誤差源が最終的に航法誤差としてどの程度の大きさで現れるのかわらかにする。そして、従来の実験的研究で得られた航法精度がなぜ現在の実験値と違うのか、どこに原因があったのか、その理論的な裏付けを行う。
- ② 航空機の着陸航法システムとして、DGPS/INS複合航法システムの可能性を精度の面から検証する。位置精度だけでなく、速度、姿勢角、加速度、角速度、の精度も予測することで、航法・誘導・制御系の総合システムのなかでDGPS/INS複合航法システムの性能を評価することができる。また、センサのグレードを変えたときに航法精度はどうか、コスト面からもシステムの評価を行うことができるようにする。
- ③ 現状のDGPS/INS航法アルゴリズムで、航法精度を支配している誤差源が何か明確化することで、さらに精度を向上させるためにはどのような搭載アルゴリズムを用いればよいか提案する。そして、そのアルゴリズムに基づく精度予測を行い、実際に精度が向上するか検証する。
- ④ 容易に実現できないシステム構成を必要とする航法アルゴリズムの性能を評価する。例えば、センサの数を増やした場合の性能向上、宇宙空間のランデブー航法への応用、など実験によるトライ・アンド・エラーで評価ができないものを、理論的な精度予測により設計の見通しを得る。

次節以降で、①～④のそれぞれの目的に対応した精度予測結果を述べる。

4. 2 各誤差源の航法精度に対する影響とGPS/INS複合航法の精度予測

ここではまず、精度予測の目的①に関して、実際に精度予測を実施した結果を述べる。この精度予測では、各誤差源の影響を調べるため、全ての誤差源を含むGPS単独航法とINSによるGPS/INS複合航法システムの搭載アルゴリズムを動作させたときに予測される航法精度を計算する。

表4.2-1は、その解析結果を示したものである。航法精度を評価する状態量として位置、速度、姿勢角誤差を取り上げた。それぞれ値は95% (2σ で代用した)で表した。観測量としてはシュードレンジとデルタレンジを用いている。受信機熱雑音やマルチパスがより小さい搬送波位相を用いない理由は、ここでその影響を評価するSAなど他の誤差の大きさが、シュードレンジの熱雑音などよりはるかに大きく、搬送波位相を用いても精度が変わらないこと、さらに搬送波位相を使うため必要なアンビギュイティの推定が他の誤差源の影響で不可能と予測されるからである。

計算のケースとして12通りを考えた。ケース1は、GPSとINSに関する誤差空間が、複合航法の搭載アルゴリズムで仮定しているモデルと同一の場合である。すなわち、第3章で述べた誤差源のうち、複合航法アルゴリズムで推定しない誤差源はその大きさを0(影響なし)と仮定している。このことは、カルマンフィルタの理論より、航法アルゴリズムは最適推定値を計算し、システムとしてもっともよい精度が得られていることになる。また、搭載フィルタでモデル化している誤差源の大きさは、GPS、INSそれぞれとも第3章で述べた典型的な値を使用している。

一方、ケース2～ケース11は、搭載フィルタでモデル化していない誤差源が最終のどの航法状態量に、どれくらいの誤差として現れるか評価するために、各誤差源を一つづつケース1に加えていった結果である。最後のケース12は、全ての誤差源を加えた場合の予測精度である。そしてこのケース12は、シュードレンジ、デルタレンジによるGPS/INS航法を行ったときの予測精度でもある。また全てのケー

スで解析に用いた基準軌道は、航空機が滑走路に進入着陸する飛行を想定しており、第5章で述べる飛行実験での実際の飛行プロファイル（途中旋回あり、図 5.2-2 参照）と同じものを用いている。

表 4.2-1 のケース 1 より、GPS のシェードレンジ、デルタレンジを観測量とし、高精度の慣性センサを用いた場合、GPS / INS 複合航法システムは、位置が 0.72 m、速度が 0.027 m/s、姿勢角が 0.015° の精度の航法データを出力できることが分かる。しかし、現実には GPS には種々の誤差源があり、慣性センサもグレードによって、スケールファクタやミスアライメントが航法性能に影響する大きさで存在する場合があります、航法誤差はもっと大きくなる。したがって、ケース 1 の値は航法アルゴリズムを工夫したり、センサを改良したりする上での目標値といえる。

位置、速度誤差に大きな影響を与えるのは GPS データに含まれる種々の誤差源である。とくに SA は、GPS の精度を意図的に劣化させるために入れられる誤差であるが、その影響は他の誤差源と比べ非常に大きい。ついで電離層遅延の影響が大きい。これは電離層遅延を予測する数学モデルの精度が良くないためである。SA はそのモデルからも分かるように、時間相関が強く、時間的に近傍な 2 つの観測量を引き算するとその影響を除去することができる。一方、電離層遅延は空間相関が強く、距離的に近傍な 2 地点での観測量を引き算するとその影響を除去することができる。したがって、これら GPS データの誤差源の影響を軽減し、ケース 1 の精度を目指すためには、距離的に近い 2 地点で、ほぼ同時に観測された GPS データの引き算を結果を使って航法を行う、いわゆる DGPS 航法が有効であることが予測される。

一方、姿勢角誤差に影響を与えるのは慣性センサの精度である。ケース 8、9 ではスケールファクタを、ケース 10、11 ではミスアライメントを仮定したが、スケールファクタの方が誤差の影響が強いことが分かる。ハードウェア的には、ミスアライメントは 3 軸のセンサを配置するセンサブロックの機械的精度、スケールファクタはダイナミクスを検知する部分の性能によっている。低価格の慣性センサを想定した場合、ジャイロでは中精度光ファイバ・ジャイロが候補として考えられるが、このジャ

イロは光の干渉によって角速度の大きさを検知するため非線形部分があり、スケールファクタ誤差が大きい。したがって、中精度光ファイバジャイロを用いたとき、複合航法における姿勢角誤差の増大を抑えるアルゴリズムに工夫する必要があることがこの解析結果から分かる。

図 4.2-2(a) ~ 図 4.2-2(f) は、ケース 12 において全誤差を考慮した GPS/INS 複合航法の精度解析をした結果で、それぞれ、位置、速度、姿勢角、加速度計バイアス、ジャイロバイアス、クロック誤差についてプロットしたものである。各図において、実線が理論精度予測値として真の誤差共分散 ($P_{i,i}(\cdot)$) を示し、破線が搭載フィルタの誤差共分散 ($P_{i,i}^*(\cdot)$) を示している。両者が一致することが、搭載フィルタのチューニングよく取れているということになるが、現実には搭載フィルタで仮定していない誤差源が多数あるため、精度よく一致させるのは難しい。また各図とも横軸は GPS タイム (週はじめからの経過時間、補随 1 参照) を取っているが、これも第 5 章での飛行実験と GPS 衛星配置などを合わせるため、実験と同じ時間帯 (日本時間、水曜日午後 12 時 45 分から 7 0 0 秒) を仮定している。

ここでの理論精度予測により、各誤差源がどの航法データにどの程度の影響を与えるか明らかになった。さらに、DGPS 航法の有効性と、グレードの落ちるジャイロを使用したときの姿勢角推定アルゴリズムの強化の必要性も予測された。以上の知見から、本節の目的の一つである従来の飛行実験結果の再評価を試みる。表 1.3-1 で示すように実際のハードウェアを用いた飛行実験は、1985年にすでに Draper 研究所が実施している。このときの位置精度は 10 m である。当時は SA がまだ GPS 信号に含まれておらず、位置誤差に関する主要な誤差源は大気遅延とマルチパスであった (表 4.2-1 で示すケース 5 ~ 7)。実験結果と精度予測結果を比較するが、モデルで補正を行う GPS 単独航法ではやはり電離層遅延が航法精度を左右しており、これ以上のよい性能が得られなかったものと考えられる。1990年代にはいとドイツのブラウンシュバイク工科大学と NASA が DGPS 航法と INS による DGPS/INS 複合航法の飛行実験を実施している。この時点では SA が GPS データに

入っており、DGPS航法アルゴリズムを採用しなければ高精度の測位データが得られなかった。実験結果はどちらも、電波高度計を併用しなければよい測位精度が出ていない。電波高度計なしのケースでのNASAの結果は、高度方向9.6mである。DGPS航法でSA、大気遅延が除去されるとして、理論精度予測（ケース7）と比較すると、実験データの方が数倍誤差が大きい。この原因を報告だけから推測するのは困難であるが、マルチパスが大きい、受信機のノイズが大きい、DGPS航法アルゴリズムが不完全、などが上げられる。いずれにせよ理論精度予測は、DGPS/INS複合航法ではSA、大気遅延などがうまく除去されていればもっと高精度の実験データが得られることを示唆している。1995年のDARAとベンツ社の共同チームによる飛行実験はこの予測を裏付けるデータを出している。DGPS/INS複合航法により、測位誤差は2~3mにとどまった。これはケース7と非常によく一致している。

表 4.2-1 各誤差源がGPS/INS複合航法に与える影響

ケース No.	誤差源	航法精度 (95%値)			備 考
		位置誤差 (m)	速度誤差 (m/s)	姿勢角誤差 (deg)	
1	搭載モデルと同一	0.72	0.027	0.015	センサバリエーション 5×10^{-4} m/s ² , 0.05 deg/h、TCXO使用
2	ケース1 + SA長周期	62.2	0.042	0.017	
3	ケース1 + SA短周期	21.6	0.041	0.017	
4	ケース1 + SA	63.8	0.042	0.017	
5	ケース1 + 電離層遅延	11.7	0.041	0.017	モデル値の100%付加
6	ケース1 + 対流圏遅延	3.23	0.041	0.017	モデル値の10%付加
7	ケース1 + マルチパス	2.07	0.040	0.017	
8	スケールファクタ 7×10^{-5}	0.72	0.027	0.028	
9	スケールファクタ 1×10^{-4}	0.72	0.027	0.037	
10	ミスアライメント 7×10^{-5}	0.72	0.027	0.023	
11	ミスアライメント 1×10^{-4}	0.72	0.027	0.030	
12	トータル (GPS-INS)	64.4	0.042	0.028	スケールファクタ 7×10^{-5} 、ミスアライメント 1×10^{-5}

備考：解析で使用した飛行パターンは進入着陸で、第5章で示す飛行実験と同一軌道である。

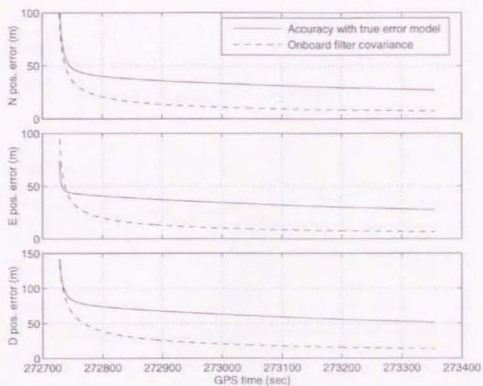


図 4.2-2(a) GPS/INS 複合航法の位置精度予測 (95%)

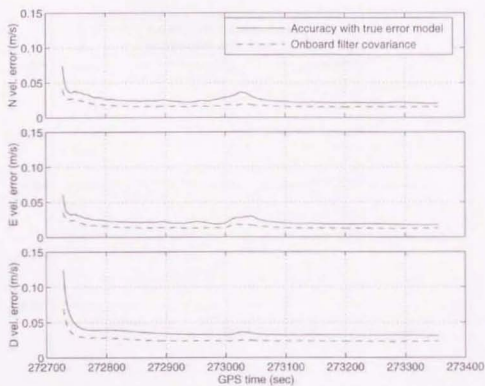


図 4.2-2(b) GPS/INS 複合航法の速度精度予測 (95%)

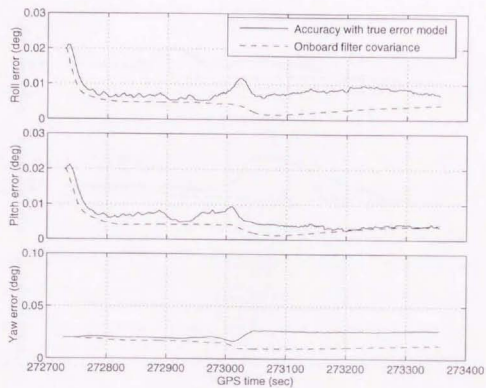


図 4.2-2(c) GPS/INS 複合航法の姿勢精度予測 (95%)

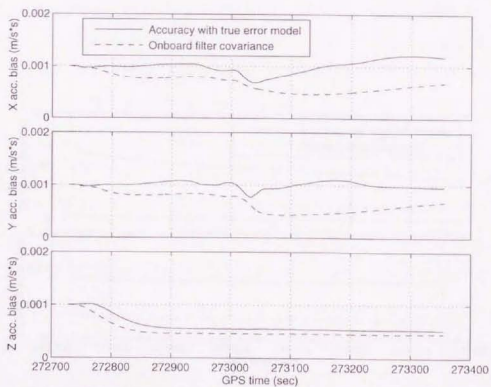


図 4.2-2(d) GPS/INS 複合航法の加速度精度予測 (95%)

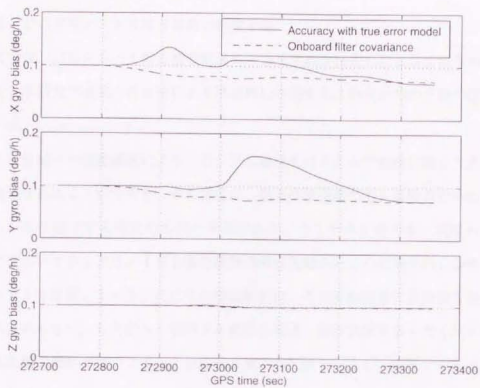


図 4.2-2(e) GPS/INS 複合航法の角速度精度予測 (9.5%)

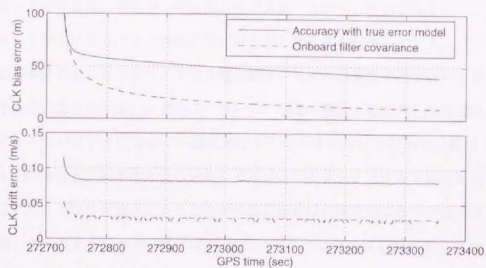


図 4.2-2(f) GPS/INS 複合航法のクロック精度予測 (9.5%)

4. 3 DGPS/INS複合航法の精度予測

ここでは、DGPS/INS複合航法アルゴリズムを採用したときに得られる航法性能を、本研究で提案した手法により理論的に予測する。精度予測の目的の②に対応している。

また、前節での理論解析により、DGPS航法を行うことで精度に関して大幅な改善が見込まれることが分かり、その精度は、例えば航空機の進入着陸のための航法システムとして成立する程度のもものと予測される。そこで第5章では、実際のハードウェアを用いてDGPS/INS複合航法の飛行実験を行った結果を示し、そのフィジビリティを確認している。ここでの精度解析は、その実験結果の妥当性を評価するという目的をもつ。したがって解析でも前節と同様、飛行実験とまったく同一のGPS衛星配置、飛行プロファイル、DGPS地上局配置を仮定し、実験データと比較できるようにした。

DGPSでは、測量等によりあらかじめ位置を精密に決めておいた基準点で同時にGPS信号を受信しておき、機上の受信データと引き算を取ることで観測データに含まれる共通の大気遅延量やSAを消去する。表4.3-1は、DGPS航法時にGPSに関する誤差源がどこまで消去されるか、3.3.3節で定式化した結果をあらためてまとめたものである。慣性センサに関してはスケールファクタが 7×10^{-5} 、ミスアライメントが 1×10^{-5} と、前節のケース12と同じ値を採用している。

上記の条件のもとDGPS/INS複合航法システムの精度予測を行い、表4.3-2にまとめた。図4.3-1(a)～図4.3-1(f)は、位置、速度、姿勢角、加速度計バイアス、ジャイロバイアスについての推定精度をプロットしたものである。表4.2-1のケース1の場合と比較するとよく分かるように、ディファレンシャル航法を行うことで、GPSとINSを複合させたときの最適推定値に精度的にかなり近い値まで性能が向上することが分かり、この航法方式の利点が理論的にも明らかにされた。表4.2-1と比較すると、位置精度に関しては、影響度が1.0とディファレンシャル航法でも誤差源としてそのまま残るマルチパスが航法誤差の主要因になっていることが分

かる。一方、速度、姿勢角に関しては、慣性センサのスケールファクタが主要な影響を与える誤差源であることが分かる。したがって、DGPS/INS航法の精度をさらに向上させるためには、スケールファクタ性能の良い慣性センサを使用すること、マルチパスの値が小さい観測量を使用することが重要である。

ここで仮定した慣性センサの性能は、第5章で述べる実験ハードウェアを念頭に置いたもので、単独INS航法にも使用できる高精度なものである。したがって、これ以上の性能の良い慣性センサを使用することは実際には難しい。逆にコスト面からは性能の悪いセンサを使用することが要求される。近年の光ファイバ技術の進歩により、安価な光ファイバ・ジャイロが出現しているが、この方式のジャイロの場合、光の波の干渉を利用して回転を検出しているため、検出器の直線性がそれほど良くない。とくに安価な光ファイバ・ジャイロの場合、スケールファクタの誤差が $1 \times 10^{-4} \sim 1 \times 10^{-3}$ (1σ)程度と表4.3-2の場合より一桁悪い。このような中精度の慣性センサを用いてDGPS/INS複合航法を行ったときに、予測される航法精度を理論的に求めた結果を表4.3-3に示す。同じく、位置、速度、姿勢角、加速度計バイアス、ジャイロバイアスの推定精度を時間に対してプロットした結果を図4.3.2(a)～図4.3-2(f)に示した。位置精度に関しては、このような中精度の光ファイバ・ジャイロを用いても精度の劣化は見られないが、姿勢角、とくにヨー角の推定精度が悪化しており、それにより水平面内での速度精度も悪い。さらに、ロール軸のようにマヌーバの激しい軸では、搭載フィルタのロール・ジャイロバイアスを励起するプロセスノイズを大きくするチューニングを行わないと、モデル化していないスケールファクタとのモデルミスマッチングで、システムが発散してしまう場合があった。

マルチパスの小さい観測量を使用することは、さらに高精度な観測量である搬送波位相を利用することで実現できる。次節では、観測量として搬送波位相を用いる搬送波位相DGPS/INS複合航法のアルゴリズムを提案し、精度解析の結果、姿勢角も含めた航法性能がどのように向上するか考察する。

表4.3-1 デイファレンシャル航法時のGPS誤差源の影響度モデル

誤差源	DGPS航法時の影響度	備考
搬送波位相アンビギュイティ	1.0	DGPS航法では、地上局との single difference のアンビギュイティを推定する
SA	$6.1 \times 10^{-5} \Delta r^2 + 1.1 \times 10^{-5} \Delta t$	RTCM SC-104モデル
電離層遅延	0.001 <i>l</i>	Klobucharの実験による
対流圏遅延	0.005	
マルチパス	1.0	地上局では、観測量をスムージングするとして、その影響を無視する
受信機熱雑音	1.0	地上局では、観測量をスムージングするとして、その影響を無視する

備考： Δt = DGPS地上局とユーザとの観測時間の差 (秒)

l = DGPS地上局とユーザとの距離 (km)

表4.3-2 DGPS/INS複合航法の測位精度予測 (高精度センサ使用)

航法状態量		精度予測 (95%)	備考
位置	水平面	1.2 m	
	縦方向	1.7 m	
速度	水平面	0.025 m/s	直線飛行中
	縦方向	0.031 m/s	
姿勢角	ロール/ピッチ	0.0055°	直線飛行中
	ヨー	0.028°	
加速度	機体 x, y 軸	100 mgal	直線飛行中
	機体 z 軸	50 mgal	
ジャイロ	機体 x, y 軸	0.07 deg/h	直線飛行中
	機体 z 軸	0.1 deg/h	

表4.3-3 中精度光ファイバ・ジャイロを使用した場合*
(ゼロ点オフセット 1 deg/h (1 σ)、スケールファクタ 7 $\times 10^4$ (1 σ))

航法状態量		精度予測 (95%)	備考
位置	水平面	1.2 m	
	縦方向	1.7 m	
速度	水平面	0.051 m/s	直線飛行中
	縦方向	0.031 m/s	
姿勢角	ロール/ピッチ	0.022°	直線飛行中
	ヨー	0.21°	
加速度	機体 x, y 軸	100 mgal	直線飛行中
	機体 z 軸	50 mgal	
ジャイロ	機体 x, y 軸	3.0 deg/h	直線飛行中
	機体 z 軸	1.6 deg/h	

* 大きなスケールファクタによるモデルミスマッチの影響が、マヌーバの激しいロール軸を中心に見られ、搭載フィルタのチューニングが必要。

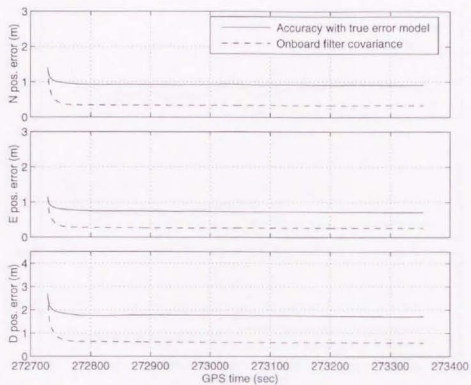


図 4.3-1(a) DGPS/INS 複合航法的位置精度予測 (9.5%)

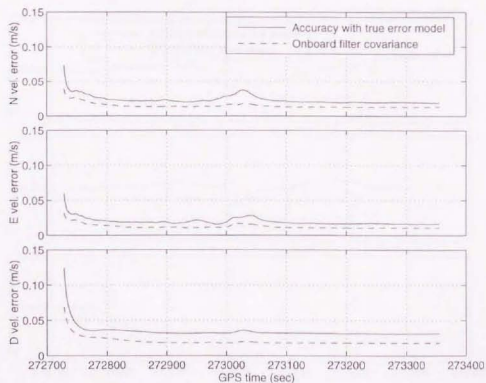


図 4.3-1(b) DGPS/INS 複合航法の数値精度予測 (9.5%)

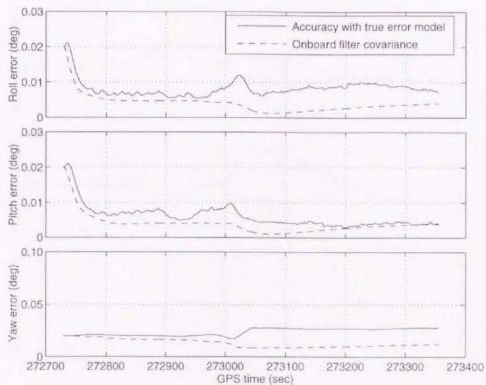


図 4.3-1(c) DGPS/INS 複合航法の姿勢精度予測 (9.5%)

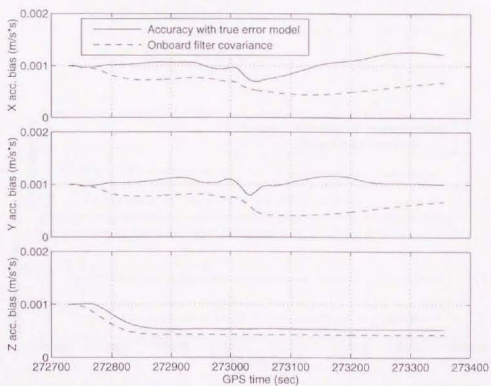


図 4.3-1(d) DGPS/INS 複合航法の加速度精度予測 (9.5%)

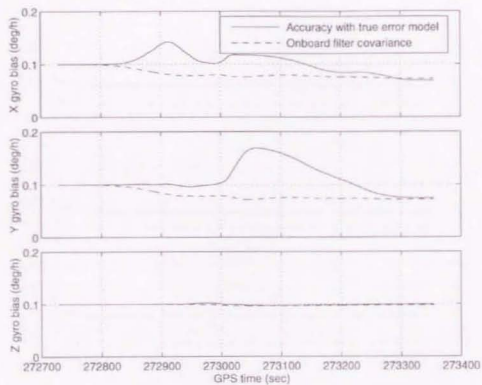


図 4.3-1(e) DGPS/INS 複合航法の角速度精度予測 (9.5%)

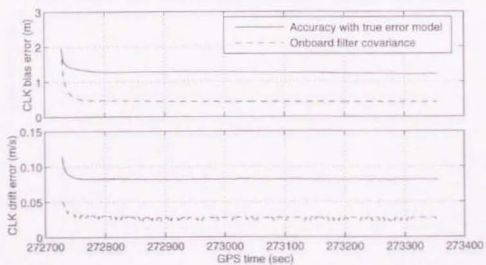


図 4.3-1(f) DGPS/INS 複合航法のクロック精度予測 (9.5%)

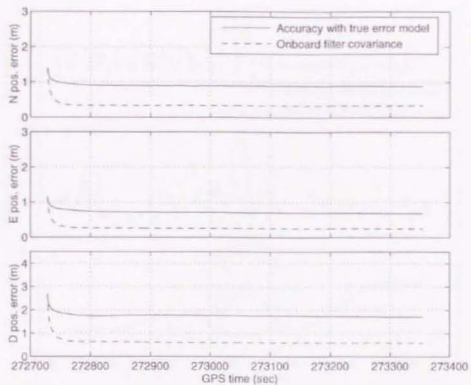


図 4.3-2(a) 中精度光ファイバジャイロを使用した場合の位置精度予測 (9.5%)

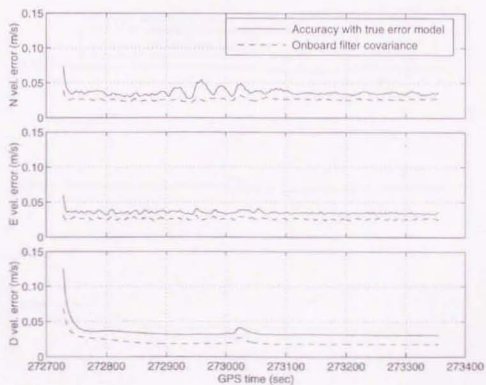


図 4.3-2(b) 中精度光ファイバジャイロを使用した場合の速度精度予測 (9.5%)

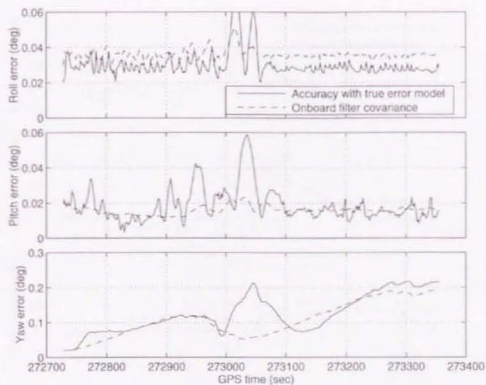


図 4.3-2(c) 中精度光ファイバジャイロを使用した場合の姿勢精度予測 (9.5%)

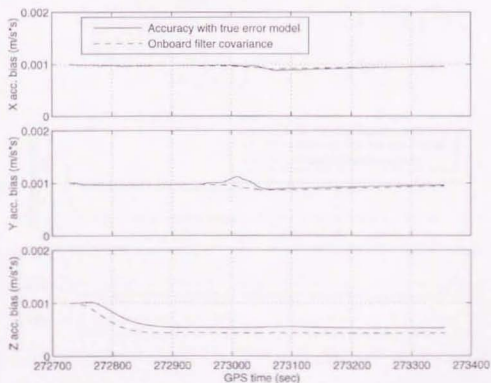


図 4.3-2(d) 中精度光ファイバジャイロを使用した場合の
加速度精度予測 (9.5%)

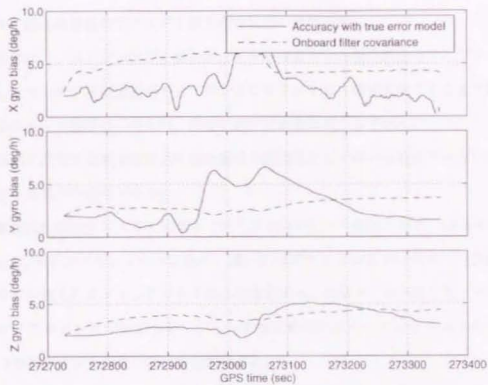


図 4.3-2(e) 中精度光ファイバジャイロを使用した場合の
角速度精度予測 (95%)

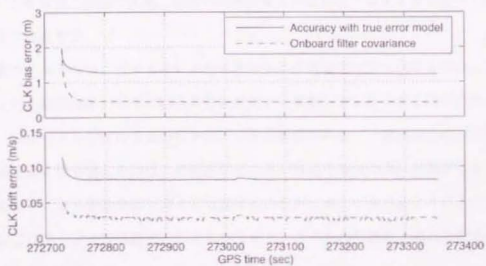


図 4.3-2(f) 中精度光ファイバジャイロを使用した場合の
クロック精度予測 (95%)

4. 4 搬送波位相DGPS/INS複合航法の精度予測

本節では、シュードレンジと搬送波位相を観測量とする複合航法のアルゴリズムを提案し、マルチパスが主要因として残るDGPS/INS複合航法でどこまで精度が改善されるか予測する。これは、精度予測の目的③に対応している。

本研究で提案する搬送波位相を複合航法で観測量として用いる航法アルゴリズムのポイントは以下の通りである。

- 搬送波位相のアンビギュイティ（ディファレンシャル航法なので、(3.3-43)式の $n_{dgp,j}$ がアンビギュイティである）は、そのダイナミクスを一次マルコフ過程でモデル化したカルマンフィルタにより推定する。搭載フィルタは、シュードレンジ/デルタレンジのDGPS/INS複合航法に比べ、アンビギュイティの数（受信チャンネル数）だけ次元が増える。
- 搬送波位相のアンビギュイティの初期値は、対応するシュードレンジ（(3.3-42)式）を平滑化したレンジをもとに計算する。そのとき、シュードレンジに含まれるマルチパスは十分平滑化できないとして、初期値誤差 50 cm (1σ)、約2.5波長を見込む。
- 搬送波位相DGPS/INS複合航法は、シュードレンジによる従来のDGPS/INS複合航法で位置、速度の状態量を十分推定して収束させた後に、切り替えて実施する。

搭載フィルタのアンビギュイティを一次マルコフ過程でモデル化するのは、定常バイアスだと観測更新とともに誤差共分散がゼロに収束してしまうのを防ぐためである。また、シュードレンジによるDGPS/INS航法のあとで、搬送波位相DGPS/INS航法に切り替えるのは、初期誤差が大きい時点で精度の高い観測データで更新をすることによる数値発散を押さえる意味もあるが、あとで述べるように、シュードレンジDGPS/INS航法との切り替えが、システムの信頼性を高めるために重要であるからである。

表4.4-1に搬送波位相を観測データとしたときのDGPS/INS複合航法システ

μの精度予測値をまとめた。図4.4-1(a)～図4.4-1(e)は、位置、速度、姿勢角、加速度計バイアス、ジャイロバイアスの推定精度を時間に対してそれぞれプロットしたものである。飛行経路等、解析で仮定した諸条件は、4.3節と同様である。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、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。

図4.4-1より分かるように、位置、速度推定に関して、搬送波位相を観測データとして用いた効果が顕著に現れる。また、実線と点線が搬送波位相DGPS/INS複合航法だとほぼ一致することは、搭載フィルタでモデル化していない誤差源の影響が、この航法アルゴリズムではほとんど消えてしまうことを示している。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4.4-2に示した。アンビギュイティと位置、速度に関する推定精度が強い相関を持っていることが分かる。したがって、搬送波位相データに特有の、サイクルスリップ（受信機の信号追尾ループが信号追尾に失敗し、位相データの連続性が途切れてしまう現象。整数倍波長分のアンビギュイティが新たに生じる）現象が生じた時点で、アンビギュイティを速やかに再推定しないと位置、速度精度が維持できなくなってしまうことが予測される。

搬送波位相DGPS/INSでは、位置、速度は従来のDGPS/INS複合航法に比べ、約10分の1の誤差になっている。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が、これはセンサのミスアライメントなどによるモデルミスマッチの影響が、高精度の搬送波位相を採用してもそれほど改善していないからである。図4.3-1(c)をみると、搭載フィルタの誤差共分散（破線）はかなり小さな値を示しており観測データの高精度化の効果は現れている。したがって、これ以上の姿勢角精度を向上させるには、さらにこのモデルミスマッチを改善する必要があることが分かる。図4.3-3(a)～図4.3-3(b)は、この目的で搭載フィルタの姿勢角誤差の項にロール/ピッチ軸 $5.0 \times 10^{-3} \text{rad}^2/\text{s}$ 、ヨー軸に $1.0 \times 10^{-6} \text{rad}^2/\text{s}$ のプロセスノイズを入れてチューニングを試みた結果で、姿勢角誤差と加速度誤差を示して

いる。それぞれ図 4.3-1 と比較すると、モデルミスマッチの影響が消え、高精度観測量を用いた効果が出ている。姿勢角精度の向上が見られる。

つぎに、サイクルスリップの問題について考察する。サイクルスリップは、受信ミスにより位相データの連続性が途切れ、搬送波位相のアンビギュイティの値が不連続に変化する。これは、信号の追尾状況を常時チェックすることでほぼ検知できる。図 4.4-4(a) ~ 図 4.4-4(b) は、サイクルスリップを検知し、平滑化シュードレンジから新たにアンビギュイティの初期値を決め直し（すなわち、誤差共分散値を初期値の 1 m (2σ) にもどし)、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搬送波位相 DGPS / INS 航法を継続したときの結果である。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分かる。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、このアルゴリズムで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。

一方、サイクルスリップを検知できなかったとき、航法誤差がどのようなか検討した結果が、図 4.4-5(a) ~ 図 4.4-5(b) である。それぞれ、チャンネル 1 に 1 m 分のサイクルスリップが生じたときの搬送波位相の推定精度と位置誤差、チャンネル 1 に 1 m 分、続けてチャンネル 2 に 20 m 分のサイクルスリップが生じたときの搬送波位相の推定精度と位置誤差を示したものである。サイクルスリップを検知できなかったときは、アンビギュイティの初期値を決め直すことも、搭載航法フィルタの共分散の値を大きくすることもできない。その結果、小さなサイクルスリップだと、推定し直すことができるが、他の正常なチャンネルのアンビギュイティ推定にも影響を与え、航法精度も劣化する。さらに大きなサイクルスリップが生じると、全チャンネルのアンビギュイティの推定値が劣化し、位置、速度とも発散する。このことは、搬送波位相 DGPS / INS 複合航法を行うときは、かならずサイクルスリップを検知しなければならないことを示している。

表 4.4-1 搬送波位相 DGPS / INS 複合航法システムの測位精度予測

航法状態量		精度予測 (95%)	
		搬送波位相 DGPS - INS	DGPS - INS
位置	水平面	0.12 m	1.2 m
	縦方向	0.19 m	1.7 m
速度	水平面	0.0048 m/s	0.025 m/s
	縦方向	0.0066 m/s	0.031 m/s
姿勢角	ロール / ピッチ	0.0053° (0.0023°)*	0.0055°
	ヨー	0.016° (0.0066°)*	0.028°
加速度	機体 x, y 軸	105 mgal	100 mgal
	機体 z 軸	32 mgal	50 mgal
ジャイロ	機体 x, y 軸	0.07 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エティ		0.06 m ~ 0.13 m	

* () 内は、ロール・ピッチ軸に 5.0×10^{-8} rad/s、ヨー軸に 1.0×10^{-8} rad/s のプロセスノイズを入れてチューニングを試みた結果。

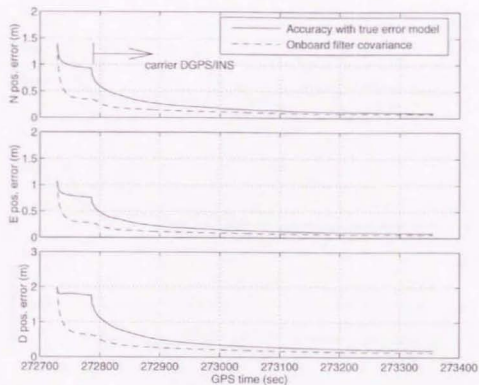


図 4.4-1(a) 搬送波位相DGPS/INS複合航法的位置精度予測 (95%)

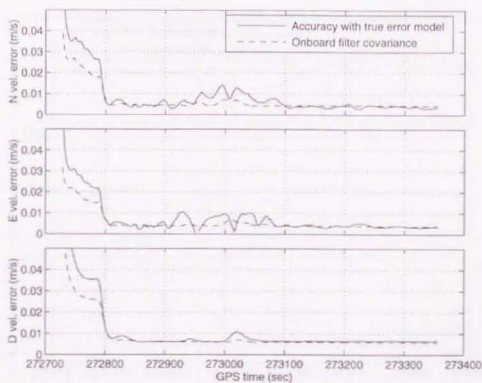


図 4.4-1(b) 搬送波位相DGPS/INS複合航法の数値精度予測 (95%)

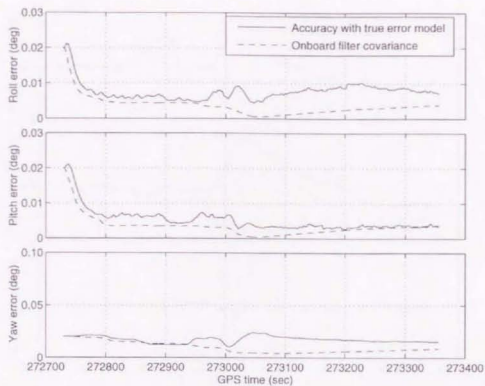


図 4.4-1(c) 搬送波位相DGPS/INS複合航法の姿勢精度予測 (9.5%)

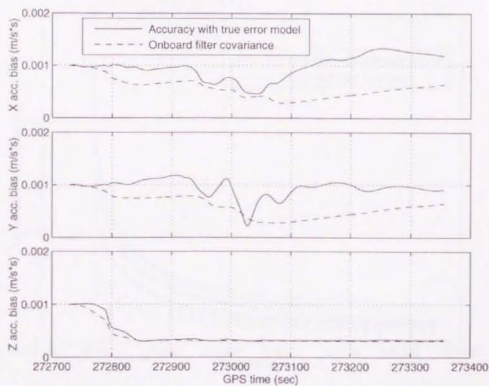


図 4.4-1(d) 搬送波位相DGPS/INS複合航法の加速度精度予測 (9.5%)

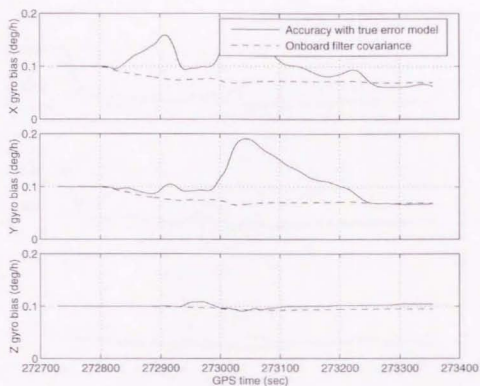


図 4.4-1(e) 搬送波位相DGPS/INS複合航法の角速度精度予測 (95%)

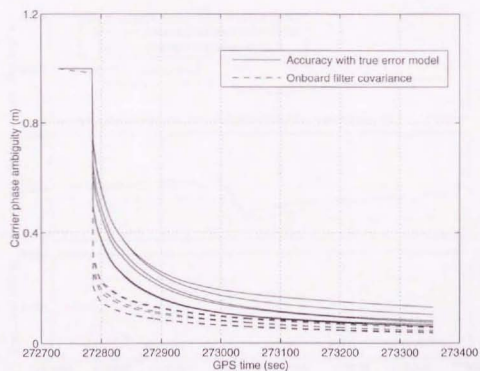


図 4.4-2 搬送波位相アンビギュイティの推定精度予測 (95%)

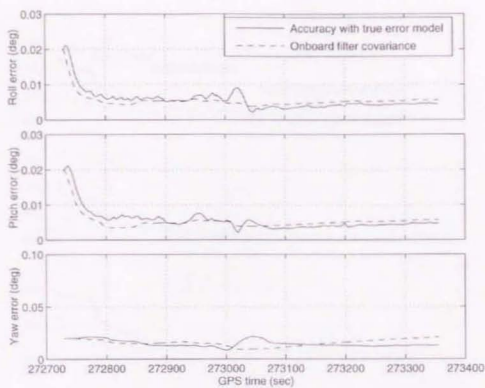


図 4.4-3(a) チューニング後の姿勢精度予測 (9.5%)

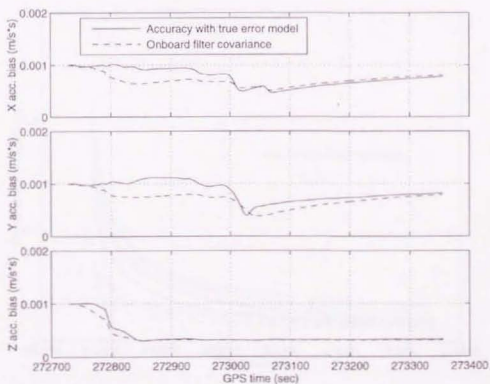


図 4.4-3(b) チューニング後の加速度精度予測 (9.5%)

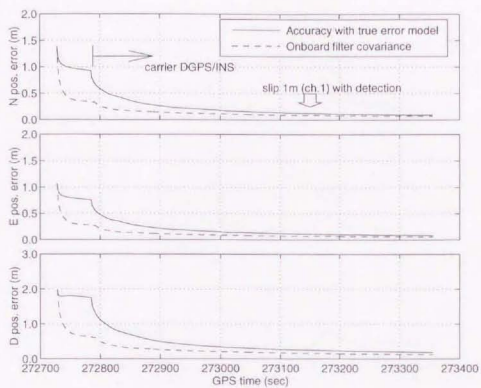


図 4.4-4(a) サイクルスリップ検知時の位置精度 (95%)

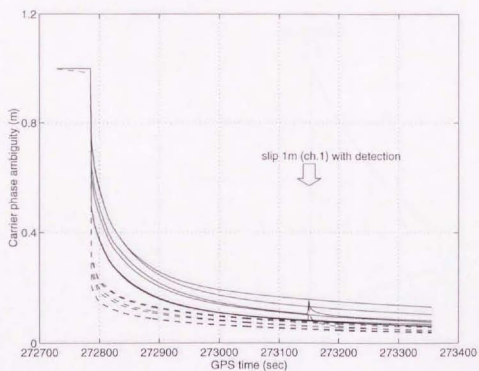


図 4.4-4(b) サイクルスリップ検知時のアンビギュイティ推定精度予測 (95%)

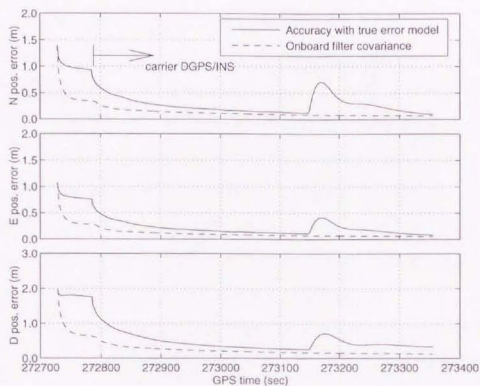


図 4.4-5(a) 非検知スリップ1回の位置精度 (95%)

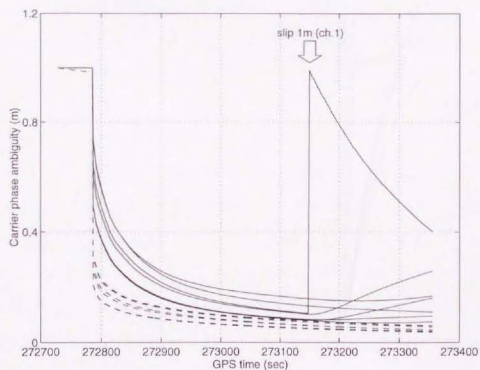


図 4.4-5(b) 非検知スリップ1回のアンビギュイティ推定精度予測 (95%)

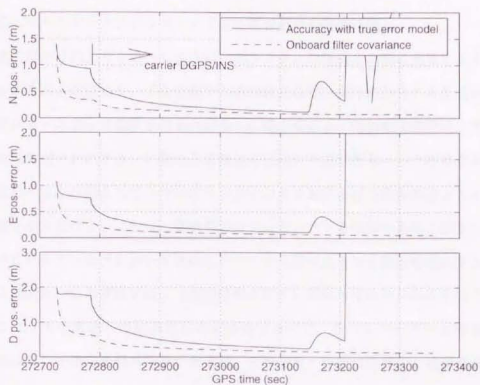


図 4.4-6(a) 非検知スリップ2回の位置精度 (95%)

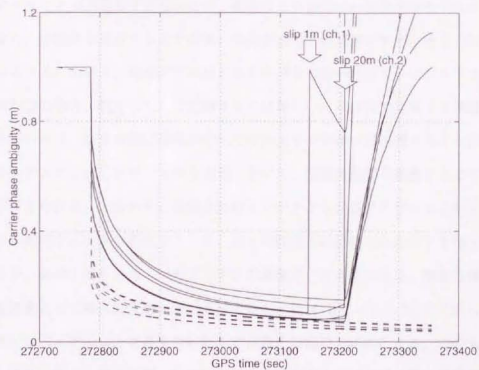


図 4.4-6(b) 非検知スリップ2回のアンビギュイティ推定精度予測 (95%)

4.5 マルチアンテナDGPS/INS複合航法の精度予測

精度予測の目的④でも述べたように、実システムの構成を大幅に変更するような航法アルゴリズムの改良や、宇宙空間での複合航法など、実際にシステムを組み、トライ・アンド・エラーで設計を行うのが難しい場合がある。理論精度解析は、そのような設計に応用されたとき、計算のみで精度を正確に予測できるという特長がある。本節ではそのような例として、マルチアンテナDGPS/INS複合航法システムの精度予測を取り上げる。これは、複数個のGPSアンテナを機体の各所に設置し、それぞれのGPSアンテナにおいて取得したデータを用いてINS誤差を推定する複合システムである。この方法では、(機体位置を示す)機体の原点からのGPSアンテナのオフセットを考慮して観測方程式を構築するので、そのレバーアーム効果(lever arm effect)の計算に姿勢角情報が含まれ、姿勢角などの航法状態量と観測量が幾何学的に関係づけられる。その結果、姿勢角精度の向上が期待できる。INSとの複合化を考慮せず、GPS単独で航法を行う場合では、姿勢角と位置、速度との関係を示す誤差ダイナミクスが構築できないので、観測量との幾何学的関係を含むマルチアンテナ航法は、姿勢角を推定する上で非常に効果があるとの報告がすでにある[54]。

実システムにおいて、効果がどれほどあるか分からない時点で、アンテナを機体各所(飛行機の場合、翼を含む)に設置するのは難しい。本研究で提案する理論精度予測法を用いれば、姿勢角推定精度がどれだけ向上するか事前に予測することができる。

マルチアンテナDGPS/INS方式において、観測方程式を構築する上で2つの場合が考えられる。すなわち、追加されたアンテナからのGPSデータとディファレンシャル航法するときの基準点として、地上の既知点に設置されたGPS地上局を選択するか、機体上のもとの1つのアンテナを基準点とするかである。前者の場合、例えば観測量として搬送波位相を用いるとすると、(3.4-18)~(3.4-20)式で示した観測方程式にレバーアームの効果を含めたものが新たな観測方程式となる。この方法だと、各点のGPSデータは、位置、速度に関しても通常通り観測更新に使われるので、数多くの観測データの効果で、これらの状態量に関してもさらに精度が向上する可能性

がある。しかし、あとで述べるように姿勢角誤差に対する感度が十分あるかが問題となる。

一方、機体上のもとの1つのアンテナを基準点として、このデータとの間でディファレンシャル航法をする場合は、観測量が姿勢角のみをパラメータとして幾何学的に表されることになる。すなわち、基準となるアンテナに対する他のアンテナの位置関係が観測方程式の計算に用いられ、このデータからは機体の絶対位置は推定されない。

まず、後者の観測方程式から考える。今、機体座標系における i 番目のアンテナの基準アンテナからの位置を r_i^b と表すと、

$$r_i^n = C_b^n r_i^b \quad (4.5-1)$$

となる。(4.5-1)式において、 r_i^b はあらかじめ測定しておくことができ、 r_i^b は、GPSの搬送波位相などレンジを表す観測データと正確に幾何学上の関係式を求めることができる。したがって、(4.5-1)式に基づく観測方程式をDGPS/INS複合航法アルゴリズムの処理のなかに含めれば、 C_b^n で表される姿勢角以下の状態量、すなわちセンサ・バイアスなどが、直接的に推定できることになる。

いま、ある程度正確な姿勢角情報が分かっているとして、基準値のまわりで(4.5-1)式を線形化することを考える。(3.3-53)式で定義された姿勢角誤差 δe^n を使うと、

$$C_b^n = \tilde{C}_b^n (I + [\delta e^n \times]) \quad (4.5-2)$$

となる。ここで、 \sim は航法システムにおける計算値を表す。(4.5-2)式を(4.5-1)式に代入すると、

$$\begin{aligned} r_i^n &= \tilde{C}_b^n (I + [\delta e^n \times]) r_i^b \\ &= \tilde{C}_b^n r_i^b - \tilde{C}_b^n [r_i^b \times] \delta e^n \end{aligned} \quad (4.5-3)$$

となり、姿勢角誤差に関する観測方程式ができる。

今、姿勢角推定の観測データとしては、両アンテナ間の搬送波位相の差分値 $\nabla\phi(t_3)$ を用いるとする。基準アンテナの位置を r_b と考え、もう一つのアンテナの位置 r がG

P S 衛星までの距離に比べ十分近ければ、以下の近似が成り立つ。

$$\nabla\phi(r_3) = \frac{\omega}{c} \left[\frac{r_b - r_{sv}}{|r_b - r_{sv}|} C_b^e r_i^e + c(dt_3 - dt_{3b}) \right] + 2(n - n_b)\pi + \delta\phi - \delta\phi_b \quad (4.5-4)$$

ただし、(4.5-4)式では、同一機体上の2つのアンテナ間の差分値ということで、S A以下のGPS誤差源が完全に消去されるとしている。また、

$$\Delta t = t_3 - t_3' = 0 \quad (4.5-5)$$

$$\begin{aligned} r_i^e &= r - r_b \\ &= C_b^e r_i^b \end{aligned} \quad (4.5-6)$$

である。(4.5-3)式と(4.5-4)式より、搬送波位相の差分値データを観測量として用いた時の観測方程式は、

$$\begin{aligned} \nabla\phi(r_3) &= \frac{\omega}{c} \left[\frac{r_b - r_{sv}}{|r_b - r_{sv}|} (\bar{C}_b^e r_i^b - \bar{C}_b^e [r_i^b \times \bar{\delta}e^a]) + c(dt_3 - dt_{3b}) \right] \\ &\quad + 2(n - n_b)\pi + \delta\phi - \delta\phi_b \end{aligned} \quad (4.5-7)$$

となる。(4.5-7)式より、ロール、ピッチ、ヨーのそれぞれの姿勢角誤差に関する可観測性は、GPS衛星の配置 (r_b, r_{sv}) が変わるか、機体の姿勢角 (C_b^e) が変化することによって、その感度が変化することが分かる。このことは、航空機が空港内を滑走路まで走行する際に、方向を変える操作を頻繁に行えば、飛行前に姿勢角全てについて良好な可観測性が得られることを示している。

次に地上局とのディファレンシャル航法の場合を考える。(4.3-4)式において、 r_b が地上局の位置で、 r が機上の基準位置（機体原点）とする。このとき、機上アンテナ間の位相差を表した(4.5-4)式を用いれば、機体原点からオフセットをもつアンテナ i と地上局との搬送波位相に関する観測方程式は、

$$\begin{aligned} \nabla\phi(r_3) &= \frac{\omega}{c} \left[(|r(T_3) - r_{sv}(T_2)| + \frac{r - r_{sv}}{|r - r_{sv}|} C_b^e r_i^b(T_3) - |r_b(T_3) - r_{sv}(T_2)|) \right. \\ &\quad + |d_{2A}(T_3) - d_{2A}'(T_3')| + |d_{2B}(T_3) - d_{2B}'(T_3')| - |d_{1000}(T_3) - d_{1000}'(T_3')| \\ &\quad \left. + |d_{1000}(T_3) - d_{1000}'(T_3')| + c(dt_3(T_3) - dt_{3b}(T_3')) \right] + 2(n - n_b)\pi + \delta\phi - \delta\phi_b \end{aligned} \quad (4.5-8)$$

となる。(4.5-7)式と(4.5-8)式を比較すると、後者の方が観測方程式のなかに、機

体の位置誤差、電離層遅延などのGPS観測データ誤差、搬送波位相アンビギュイティなど誤差源を多数含んでいる。したがって、互いにオフセットをもつマルチアンテナのシステムで姿勢角誤差に関する感度を上げるという観点からは、(4.5-7)式の方が効率がよいことが分かる。定量的にこのことを考察する。4.4節の結果より、地上局との位相差アンビギュイティの推定精度は10cm程度である。これを10mのレバーアーム ($h_A=10$ m) を持つアンテナと地上局との間の位相差推定精度とすると、(4.5-8)式の幾何学的関係(第2項)を介しての姿勢角誤差に関する感度は、0.01 ラジアン(約 0.6°) となり、4.4節の姿勢推定精度 ($0.0053^\circ \sim 0.016^\circ$) と比較して、何の効果もないことが分かる。姿勢角の感度を上げるには、もっとアンビギュイティを正確に推定しなければならないが、地上局と機上の長いベースラインでは誤差源が多数あり困難である。そこで、マルチアンテナの複合航法システムでは、機上アンテナ間の位相差から姿勢情報を導く(4.5-7)式を観測方程式として使用する。

(4.5-7)式は、他の観測方程式と同じ構造をしているので、4.4節で述べた搬送波位相DGPS/INS航法アルゴリズムのなかで一緒に解くことができる。ただし例えば3軸に関して姿勢角を解くため、基準アンテナの他にもう2つのアンテナを追加したとき、搬送波位相アンビギュイティが2×可視衛星数、クロックバイアスが2の、15~20の状態量が新たに加わることになりカルマンフィルタの計算量が膨大となる。そこで本研究では、姿勢角以下、ジャイロセンサバイアスまでを状態量としたフィルタをもう一つ構築し、搬送波位相DGPS/INS航法と並列に動作させることとする。

そのときのフィルタのシステム行列を、

$$F_{GPS/INS_{int}}^* = \begin{pmatrix} F_{INS_{int}}^* & o \\ o & F_{GPS_{int}}^* \end{pmatrix} \quad (4.5-9)$$

$$F_{INS_{int}}^* = \begin{pmatrix} F_{ec} & F_{eb} \\ 0 & F_{bg} \end{pmatrix} \quad (4.5-10)$$

$$F_{GPS_ant}^* = \begin{pmatrix} F_{ca,b}^* & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & F_{ca,1}^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_{ca,2}^* & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.5-11)$$

とする。ここで、GPSに関するシステム行列はアンテナの数だけ増えるものとして、位置、速度決定にも使用する基準アンテナを添字 b で表し、その他のアンテナは順に 1, 2, 3 … と番号をつけるものとする。

真のシステム行列は変わらないが、GPSに関する部分はアンテナが増えた分だけクロック誤差と搬送波位相アンビギュイティの状態量が増える。これは、搭載フィルタのシステム行列と同様である。また、GPS誤差源であるSA、大気遅延は、アンテナ間の距離が互いに数メートルしか離れていないことから、ディファレンシャル航法をすることで完全に消去されるとして、真の観測方程式でも考慮しない。

(4.5-7)式においては、アンテナの機体座標系での位置は正確に測定されていると仮定した。しかし、アンテナを翼端に設置したときなど、飛行中ではその位置が、事前の測定値と異なる場合もある。その際は、誤差源としてアンテナの位置誤差も、システム行列に反映する必要がある。例えば今、基準アンテナを胴体とみなせる胴体に設置し、アンテナ 1, 2 を両翼に設置したとする。今、翼の変形を一次モードのみと考えれば、アンテナ 1, 2 の位置誤差は一つの変数 δw_1 で表すことができる。このとき、(4.5-7)式は、

$$\begin{aligned} \nabla\phi(r_3) = & \frac{\omega_b}{c} \left\{ \frac{r_b - r_{n'}}{|r_b - r_{n'}|} (\tilde{C}_b^r r_b^b + \tilde{C}_b^r \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \delta w_1 \end{pmatrix}) - \tilde{C}_b^r [r_b^b \times \hat{x}e^*] + c(dt_3 - dt_{3b}) \right\} \\ & + 2(n - n_b)\pi + \delta\phi - \delta\phi_b \end{aligned} \quad (4.5-12)$$

となる。ダイナミクスとしては、一次マルコフ過程で表し、

$$\delta\dot{w}_1 = -\frac{1}{T_{w1}}\delta w_1 + w_{w1} \quad (4.5-13)$$

とする。ここで、 T_{w1} 、 w_{w1} はそれぞれ、翼の剛性、マヌーバの程度等によって決まる

パラメータである。図 4.5-1 に (4.5-12) 式の幾何学的関係を示した。

図 4.5-2(a) ~ 図 4.5-2(e) は、精度予測の結果である。観測量としては搬送波位相データを用いた。4. 4 節と同様に最初の 60 秒間は DGPS / INS 複合航法、そして基準アンテナの搬送波位相データを使った搬送波位相 DGPS / INS 複合航法、120 秒後から他の 2 つのアンテナ間との位相差データを用いて姿勢角誤差を観測更新する航法フィルタを並列に処理している。搬送波位相の観測精度は、受信機雑音に関しては 4. 4 節と同様に 5.0 mm (1 σ) としたが、マルチパスに関してはアンテナ間の距離が近いので、半分の 2.5 mm (1 σ) としている。

基準アンテナに対する他のアンテナの位置は、アンテナ 1 が、

$$r_1^k = (6.0 \text{ m}, 4.5 \text{ m}, 1.0 \text{ m}) \quad (4.5-14)$$

アンテナ 2 が、

$$r_2^k = (6.0 \text{ m}, -4.5 \text{ m}, 1.0 \text{ m}) \quad (4.5-15)$$

とした。これは小型航空機において、胴体尾部に基準アンテナがあり、その前方両翼上にアンテナ 1、2 が設置されている場合を想定したものである。また、解析においては、翼の柔軟性は考慮していない。

図 4.5-2(c) を図 4.4-3(c) と比較すると分かるように、マルチアンテナによる姿勢精度向上の効果はほとんど出ていない。これは、搭載フィルタの共分散も、真の誤差モデルによる理論精度予測値もまったく同じである。表 4.4-1 にシングルアンテナのケースも含めて、最終精度を比較した。

効果が出ない理由は、図 4.5-3 で示すそのときの搬送波位相アンビギュイティの推定精度をみるとよく理解できる。搬送波位相アンビギュイティの最終の予測推定精度は 5.0 mm (95%) である。これは、搬送波位相データに含まれるマルチパスによる影響が残っているためと考えるとよい。その結果、(4.5-14) ~ (4.5-15) 式で示すレバーアーム長の効果では、姿勢角誤差に関する感度は、 6.4×10^{-6} ラジアン (約 0.036°) しかない。4. 4 節の搬送波位相 DGPS / INS 複合航法の結果では、可観測性の

小さいヨー姿勢角でもこの2倍の精度を保持しており、幾何学的な関係から得られる姿勢角誤差に対する感度が十分でないことが分かる。

マルチアンテナ複合航法で、姿勢角の精度を向上させるためには、搬送波位相アンビギュイティの推定精度を上げるか、レバーアーム長を大きくするかの2つの方法が考えられる。搬送波位相アンビギュイティの推定精度は、おもにマルチパスによっているが、通常これを小さくするのは難しい。例えば、アンテナと機体との位置関係を固定した上で、GPS衛星の仰角、方位角に応じてキャリブレーションするなどの方法が考えられるが、ユーザが人工衛星など特定の場合ならともかく、一般の航空機ではこの方法を適用するのは難しい。したがって、アンビギュイティの推定精度5mm(95%)は、ほぼ限界であるといってよく、この方法での姿勢推定精度もこれ以上は向上しない。

もう一つの方法である、レバーアーム長、すなわち機上アンテナ間の距離を大きく取るケースを考える。今、アンテナ間距離を(4.5-14)~(4.5-15)式で示す値の10倍にして、しかも柔軟性がないと仮定した場合の姿勢角推定精度を予測した結果を図4.5-4に示した。アンテナ間距離以外の条件は図4.5-2の場合と同様である。ロール/ピッチ角に関しては、搭載フィルタの共分散値と予測推定精度とも、ほとんど精度向上は見られない。逆に感度が良すぎて、一部、フィルタに発散が見られ、より細かいチューニングを必要としていることが分かる。一方、ヨー姿勢角は、従来のデータと異なり、フィルタ共分散値、予測推定精度とも効果が見られ、ヨー姿勢角のドリフト誤差が抑えられていることが分かる。これはもともと、DGPS/INS複合航法では、ヨー姿勢角に関する可観測性が小さく、精度が他の2軸に比べ劣っていたため、マルチアンテナの効果が見られたと言える。このときの、位相アンビギュイティの推定精度は、図4.5-5で示すように最終的に、10.0mm~7.8mm(95%)となる。図4.5-3の場合に比べて精度が2倍程度悪化するの、アンテナ間のベースラインが長い、アンビギュイティに対する可観測性が劣化するからである。したがって、レバーアーム長が10倍になった分、差し引いて5倍程度、姿勢角に関する感度が向

表 4.5-1 マルチアンテナDGPS/INS複合航法の姿勢精度 (95%)

姿勢角と アンビギュイティ	搬送波位相 DGPS/INS*	マルチアンテナDGPS/INS (レバーアーム長 8m)	マルチアンテナDGPS/INS (レバーアーム長 80m)
ロール/ピッチ	0.0023°	0.0023°	0.0019°
ヨー	0.0066°	0.0054°	0.0031°
アンテナ間搬送波位 相アンビギュイティ	-	5.0 mm	10.0 mm ~ 7.8 mm

*チューニング済みのケース。

上し、 1.3×10^{-4} ラジアン (約 0.007°) の精度が見込まれると予測できる。これは、4.4節の結果と比較すると、ヨー姿勢角のみに精度向上の効果が生じること、表 4.5-1 で示した最終精度、と比較的よく一致している。

以上をまとめると、搬送波位相DGPS/INS複合航法システムに、あらたにアンテナを複数個搭載し、姿勢角に関する可観測性を向上させる試みはそれほど効果がないことが分かった。ヨー姿勢角に関しては、レバーアーム長を十分大きく取れば性能改善することができるが、距離が長くなると逆に機体の柔軟性の影響なども考えなければならない。ここで示した理論解析精度がそのまま適用できるわけではない。したがって、マルチアンテナにするとしても剛体とみなせる胴体部に、前後にアンテナを取り付け、ヨー姿勢角の改善だけを目的とするのが妥当と考えられる。

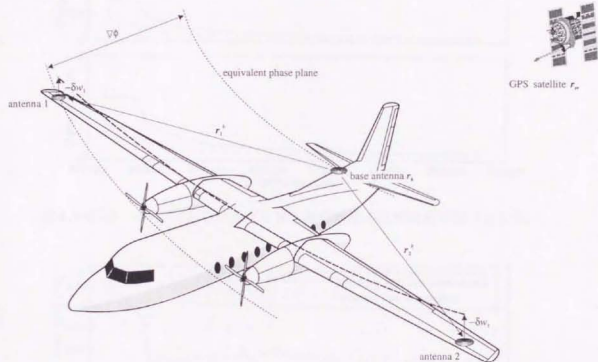


図 4.5-1 マルチアンテナDGPS/INS 複合航法システムの幾何学的関係

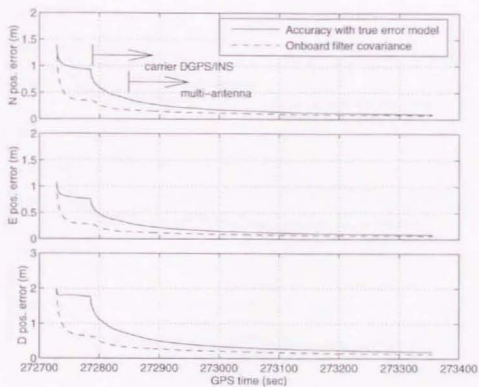


図 4.5-2(a) マチアチ DGPS / INS 複合航法の位置精度予測 (9.5%)

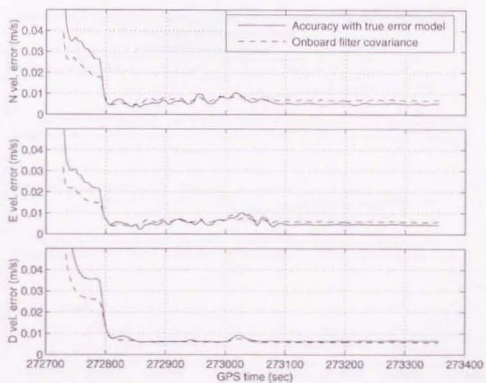


図 4.5-2(b) マチアチ DGPS / INS 複合航法の速度精度予測 (9.5%)

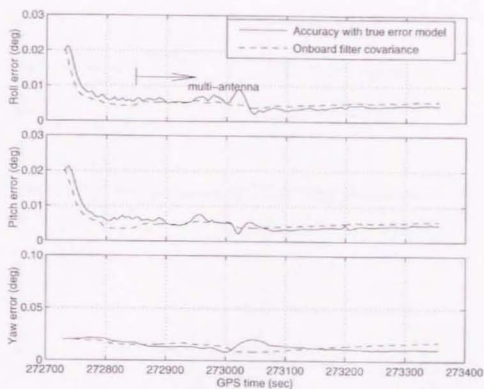


図 4.5-2(c) マルチアンテナ DGPS / INS 複合航法の姿勢精度予測 (9.5%)

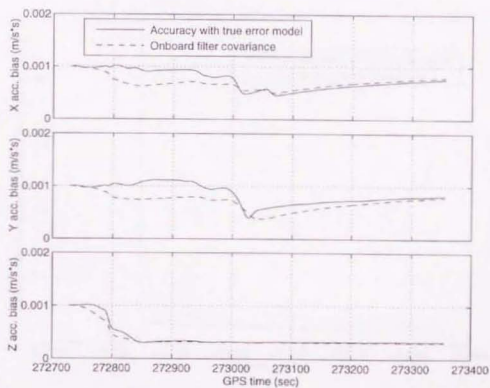


図 4.5-2(d) マルチアンテナ DGPS / INS 複合航法の加速度精度予測 (9.5%)

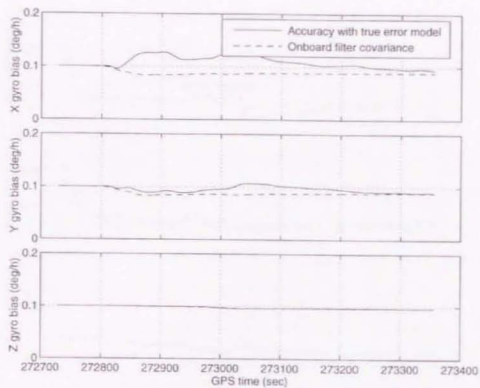


図 4.5-2(e) 高精度 DGPS / INS 複合航法の角速度精度予測 (95%)

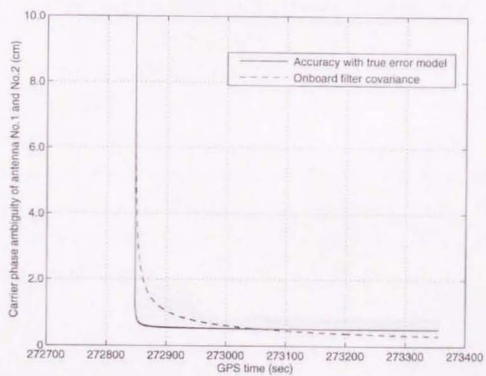


図 4.5-3 アンテナ間搬送波位相アンビギュイティの推定精度予測 (95%)

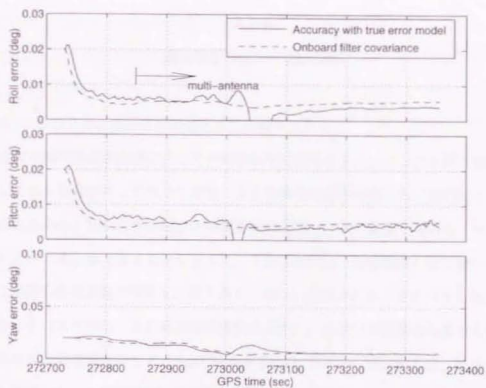


図 4.5-4 マルチアンテナ GPS / INS 複合航法の姿勢角精度予測 (95%)
(レバーアーム長 80 m)

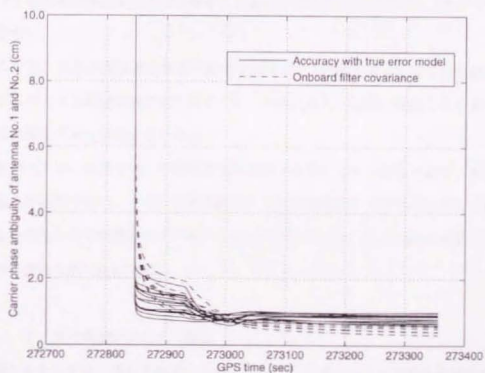


図 4.5-5 アンテナ間搬送波位相アンビギュイティの推定精度予測 (95%)
(レバーアーム長 80 m)

第5章

理論精度予測法の飛行実証

5. 1 DGPS/INS複合航法飛行実験システム

空港での離発着は航空機にとって一番危険な時間帯である。ことに人間と機械系が混在している現在のコックピットでは、小さな操作ミスが増幅されて破局的な結果に陥ることもある。完全自動操縦による離着陸の実現は、飛行安全を高める一つの手法であるといえる。第1章で述べたように、ICAOでは、自動着陸を全天候下で行うために必要な航法装置の精度を、横方向6.0m、高度方向0.6m(95%)と規定している(カテゴリーⅢの航法精度要件による)。近年の自動操縦装置の発達から、制御系全体の誘導精度TSE(Total System Error)で要求を規定すれば、航法装置に対する要求はもっと緩和できるとの研究もあるが、いずれにせよ自動着陸では厳しい航法精度が要求されていることには変わりない。しかもこの精度は、航空機が誘導路を通って駐機場で停止するまでの間ずっと維持されなければならない(カテゴリーⅢCの場合)。

ここでは、前章の理論精度解析の結果を踏まえ、DGPS/INS複合航法システムがこのような航法精度要求を満足するとの観点から、実際に実験システムを構築し飛行実験を行った結果をまとめる。

実験データは、前章で示した精度予測の結果と非常によく一致しており、解析の精度の高さが証明された。また、精度予測のうち飛行実験からだけではただちに検証ができない慣性センサの誤差モデルやSAモデルについては、地上実験の結果とも比較しその妥当性を明らかにする。

5. 1. 1 飛行実験システムの概要

実験システムでは、主たる航法システムとしてDGPS/INS複合航法計算を実時間処理するハードウェアを構築するとともに、次の2種類のGPS単独航法システ

ムも後処理で実現できるようにした。

- 搬送波位相データを用いたキネマティックGPS航法システム（補随5参照）
- DGPS航法システム

これらのシステムは、DGPS/INS複合航法システムと比較対照するために使用されるが、とくにキネマティックGPSは以下の点で特長がある。

キネマティックGPSは、精度が数ミリメートルの搬送波位相データを使用するもので位置推定精度がもっとも高く、いわゆるカテゴリーⅢの自動着陸で要求される精度に対応できる方式であると言われている [60]。しかし、位相データを利用するためには、それに含まれるアンビギュイティ（整数倍波長分の位相の不確定値）を飛行中に推定しなければならない [61]。第4章で提案した搬送波位相DGPS/INSでは、INS誤差と一緒にこのアンビギュイティを推定していた。ところがGPS単独航法であるキネマティックGPSでは、ユーザと衛星間の幾何学的関係からだけで、アンビギュイティを推定しなければならない。そして、このアンビギュイティが推定できない限りは航法結果が出力できないという欠点を持つ。このことでキネマティックGPSは、自動着陸時に航法装置に要求されるデータの完全性と、データの連続性に関する要求を満足できない可能性があるといわれている。

一方、DGPS/INS複合航法システムはコード情報を使用するので、搬送波を利用するキネマティックGPSより精度は落ちるが、データの完全性や連続性では上回っている。しかも複合航法の場合、GPSとは相関のないINSデータも統合化されるので、①GPSデータが受信ロスなどにより欠落したときでも継続して高精度の航法が可能になる。②位置だけでなく、高精度の速度、加速度、姿勢、姿勢レート情報が得られるので自動操縦性能が向上し、全体としての誘導誤差が減少する、といった利点もある。

これらのことから実験では、精度、完全性、連続性といった全体性能の良いDGPS/INS複合航法システムを主たる航法装置と考え、位置推定精度の良いキネマティックGPSを基準軌道生成システムとして性能評価に利用するシステムを構築し

実験を行った。

飛行実験は実験用航空機 Do-228-200 (ドルニエ機) に、図 5.1-1 で示すようなシステムを搭載して実施した。GPS 受信機はトリンプル社製の 4000SSE を使用した。これは 9 衛星分の GPS 信号を同時に受信でき、RS232C を介し 1 秒間隔でシュードレンジ、デルタレンジ、GPS 放送暦のデータを航法計算機に送信する。また、搬送波位相もデータ記録することができる。さらに DGPS 補正情報が地上との UHF リンクを介して航法計算機に送られる。これは、地上の定点で受信したデータから GPS 信号に含まれる誤差 (SA 誤差、大気遅延誤差) を推定したもので、1 秒に 1 回、RTCM104 というフォーマットで送信されてくる [49]。INS からは、速度増分、角度増分のデータが ARINC 429バスを介して 64Hz で出力され、航法計算機でストラップダウン INS 航法演算に使用される。

航法計算機は 3 台の CPU を使用しているが、そのうち 2 台はデータ記録、表示、インタフェース制御のために使用しており、複合航法演算自体は 1 台の CPU で十分対応できる計算量である。航法計算結果はデータモニタを通じて搭乗員がチェックするとともに、誘導計算機に 4Hz のレートで送信されている。誘導計算機は、この結果とあらかじめ入力された飛行経路との偏差を計算する機能をもっており、その値をコックピットの表示装置を介してパイロットに知らせることができる。将来的にはこの部分は自動操縦装置に置き換えられるものであるが、今回の実験ではパイロットにこの表示を見ながら着陸してもらい航法装置の性能を評価した。

搭載システムとしては他に、FDAS (Flight Data Acquisition System) と呼ぶデータ収集装置と地上のレーザトラッカからのレーザを反射するためのミラーがある。FDAS は、ドルニエ機に搭載されている様々のセンサのデータを収集する装置で、MLS (Microwave Landing System) など他の航法センサのデータも記録している。ミラーは半球状にプリズムを配置したもので、地上からのレーザ光を反射する。レーザトラッカ出力は基準軌道としてキネマティック GPS とともに精度評価に使用した。

図 5.1-2 は、実験を実施した仙台空港と地上施設を示したものである。実験は A 滑

走路を使用して行ったが、ここにデータ評価に使用する座標系として滑走路座標系（RCS: Runway Coordinate System）を構築した。これは原点を滑走路端に取り、滑走路の中心線に沿ってX軸、水平方向にY軸、右手系を成すようにZ軸（ほぼ鉛直上方を向く）をとったものである。原点の位置座標は、筑波の国土地理院にあるVLBI（Very Large Baseline Interferometry）で決めた基準点からGPSの静止測量技術によって算出した[69]。基準点はITRF90（International Earth Rotation Service (IERS) Terrestrial Reference Frame 1990）という座標系で記述されたものを、GPSで用いるWGS84という座標系に変換した（補随1参照）。WGS84は1990年以降、ITRFと合致するよう若干の修正がなされているがここで議論する精度には影響ないので無視している。

A滑走路のわきにはレーザトラッカとDGPSのための地上GPS受信機が設置されている。レーザトラッカはコントラバス社製のものをを用いた。今回の場合、1局でドルニエ機の位置を推定するため角度測定のパフォーマンスがレーザ基準軌道の精度を決定する最大の要因となる。仕様によれば測定精度は、20秒角（約0.1 mrad）で、レンジ精度（30 cm）と同様な3次元の測位精度が得られるのは測定距離3 kmまでということになる。これは滑走路の近傍のみであり、航法装置のパフォーマンスを広く評価するためには不十分である。そのため本研究では、広い範囲の基準軌道を得るためにキネマティックGPSを用いている。ただし、複合航法システムの評価に使用するに当たり、同じGPS情報を使用しているという点で独立性が保たないので、あらかじめキネマティックGPSを、滑走路近傍だけではなく、レーザ基準軌道と比較してその精度を検証した。

地上GPS受信機も機上と同様にトリンプル社製の4000SSEを使用している。地上では、そのシュードレンジ、デルタレンジ出力を使ってGPS信号に含まれるシステム誤差を推定し、DGPS補正情報として機上に送信している。

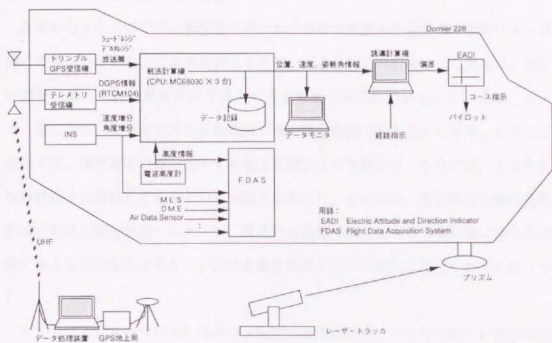


図 5.1-1 DGPS/INS 複合航法実験システムの全体図

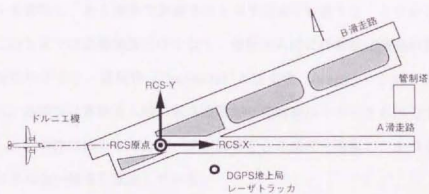


図 5.1-2 仙台空港と地上実験設備

5. 1. 2 航法性能評価の指標

従来から I C A O では、着陸進入時における航法装置の性能要求を飛行フェーズに応じて規定してきた。たとえば表 1.1-1 は、MLS 対して決められた要求で、MLS の精度に応じて自動操縦だけで進入できる高度が示されている。たとえば、カテゴリ III C では、視界ゼロでも自動操縦で滑走路に着陸できることになる。しかしこの規定では、精度要求の値が使用する航法装置によって異なり、さらに進入するときの飛行経路にも依存しているという煩雑さがあつた。そのため、衛星航法と慣性航法を組み合わせた複合航法システムや、滑走路に曲線で進入してくる航空機には対応が困難であるなどの問題があり、いわゆる衛星航法システム時代にはそぐわなくなつてきた。

そこで、I C A O ではトンネルコンセプトと呼ばれる、まったく新しい航法精度要件の記述方法を検討している [70]。これは、進入経路に沿って図 5.1-3 で示すようなトンネルを考え、このなかに航空機が決められた確率で誘導されればよいとするものである。この方法では、個々の航法装置に対する精度要求は規定されておらず、誘導系、制御系、パイロットも合わせた総合システムによる誘導誤差 T S E が規定の対象となっている。また進入経路も直線と限る必要はなく、曲線進入ならばそれに沿つたトンネルを構築し、ある確率で誘導されるべき回廊を定義することになる。

さらにこの方法では誘導精度だけでなく、着陸進入時に搭載航法機器の故障などに関する安全性の要求を、連続性 (Continuity) と完全性 (Integrity) といった概念で規定している。連続性は着陸進入時に航法装置が一定時間以上データを出力できない確率を規定し、完全性は出力されたデータが許容できる精度を逸脱し、かつそれに対し警報が出されない確率を規定している。

トンネルコンセプトのこれらの規定はいずれも従来と同様に、飛行フェーズに応じてカテゴリ分けされている。たとえば、高度 100 フィート未満のカテゴリ III では、確率 95% で水平方向 75 フィート、高度方向 15 フィートの誘導精度が要求され、連続性が失われる確率が 2×10^{-6} 以下、完全性が失われる確率が 3.3×10^{-9} 以下

となっている。各フェーズごとの詳細な規定値を図5.1-3に合わせて示した。

本研究では、応用面からみたDGPS/INS複合航法システムの性能評価の指標として、このトンネルコンセプトで定義された数値を用いる。

5. 2 着陸航法実験によるDGPS/INS複合航法システムの性能評価 [72]

着陸航法実験では、オービット飛行、滑走路への直線進入飛行など、様々な飛行ケースのもとでのDGPS/INS複合航法システムの性能評価を実施した。ここでは、図 5.2-1 で示す飛行プロファイル（オービット飛行と進入着陸の組み合わせ飛行）において、図 5.2-2 で示す経路角 -6° （通常のILSアプローチでは経路角は -3° である）での滑走路へのアプローチを含んだ飛行部分について、DGPS/INS複合航法システムを実験的に評価した結果を述べる。図 5.2-2 で示す飛行経路は前章において精度予測で使用した軌道と同一である。

図 5.2-2 ではDGPS/INS複合航法、キネマティックGPS、DGPS、レーザトラッカによる4つの測位の結果をプロットした。図 5.2-2(a) が滑走路座標のXZ平面に投影したもの、図 5.2-2(b) がXY平面に投影した結果である。測位結果はいずれもよく一致している。図 5.2-2(b)ではY軸の解像度を高くとってある。ドルニエ機が滑走路（図でハッチングした部分）の中心線上に正確に誘導されていることが分かる。横風の影響で機体は若干左右に揺られているが、それぞれの航法システムが正確にその軌跡を追尾しており、ダイナミクス追従性の観点からもこれらの航法システムが満足できる性能を有していることが分かる。

本節では、DGPS/INS複合航法システムの実験データからその航法精度を評価し、応用面からみて本システムが航空機の着陸航法システムとして十分なものが検証する。本研究の目的である理論精度解析の飛行実証と、実データと理論値による総合的なDGPS/INS複合航法システムの評価は次節で議論する。

実験データから航法精度を評価する上で重要なポイントは、精度を評価するための基準となる軌道がどれだけ正確に求められるかということにある。本研究の特長は、DGPS/INS複合航法システムの測位精度を滑走路周辺の限定された地域だけでなく、旋回などマヌーバも含む広い範囲で評価することである。そのため、従来の研究のようにレーザトラッカによる基準軌道だけと比較するのではなく、位置推定精度が十数cm (1σ)のキネマティックGPSも全飛行経路で基準とし、マヌーバ中の

航法精度も評価できるようにした。

図5.2-3は、キネマティックGPSを基準軌道とし、DGPS/INS複合航法システムの位置推定精度を滑走路座標系(RCS-X, Y, Z軸)で示したものである。合わせて、搭載フィルタの誤差共分散行列から予測される航法誤差の 3σ 値(搭載フィルタの誤差モデルが正確ならば、航法誤差の99%がこの中に入る)を点線で示した。横軸はGPSタイム(週はじめからの経過秒)にとつてある。各軸ともDGPS/INS複合航法システムとキネマティックGPSの推定結果はよく一致し、誤差は平均で30~40cm、標準偏差も30~40cm台と非常に小さい。飛行中に旋回を一度行っている(時間的には273,000秒付近の約50秒間)が、このマニユーブによる悪影響も位置推定に関しては見られない。また搭載フィルタの 3σ 値ともよく対応が取れており、ほとんど予測範囲の中に誤差が収まっていることが分かる。一部、 3σ 値をオーバーしている点は、搭載フィルタで考慮していない誤差(マルチパスなど)によるものと見られ、実験システムの不具合によるものではないと考えられる。これについては次節で、より詳しい誤差モデルを使った理論精度予測と比較し議論する。

測位精度は実データも搭載フィルタの誤差共分散値もRCS-Z軸(鉛直上方)方向が悪いが、これはGPS衛星がユーザの上方に偏っているために生じる幾何学的な可観測性の劣化によるもので、GPS航法の一般的な特徴である。

キネマティックGPSが完全に正しいと仮定したとき、実験データからDGPS/INS複合航法の位置推定精度は95%値(ここでは安全側に見積もって、|誤差の平均|+標準偏差 $\times 2$ に読み変える)で、横方向(滑走路の中心軸と水平直角方向)1.2m、高度方向1.2mである(オービット飛行部分での実験データによると、横方向は1.2m、高度方向は2.1mであった)。これはカテゴリⅢのRNPの航法精度要求と比較すると、横方向は完全に満足しているものの高度方向は誤差がかなり大きい。したがって単純に航法精度だけでみるとDGPS/INS航法システムではカテゴリⅢの自動着陸ができないことになる。しかし前述したように、現在の

最新の研究では航法精度を規定するのではなく、誘導制御の誤差も含めた制御系全体の誘導精度TSEを規定するべきであるとの考えが有力になっている。この場合、カテゴリーⅢで規定される値は高度方向で4.6m(高度約30m地点)とされている。近年の計算機の発達で自動操縦系で生じる誤差は最大でも2.5m程度と言われている。制御系全体の誘導精度TSEを以下の式で規定すると、

$$TSE = \sqrt{NSE^2 + FTE^2} \quad (5.2-1)$$

NSE : Navigation Sensor Error (いわゆる航法装置の精度)

FTE : Flight Technical Error (自動操縦装置などで生じる誤差)

図5.2-3のケースでは、鉛直方向のシステム精度が2.8mとなり、カテゴリーⅢの規定4.6mと比べ40%の余裕をもっていることになる。したがって、応用面からみてDGPS/INS複合航法システムはカテゴリーⅢの航法精度要件を満足すると言える。

DGPS/INS複合航法の場合、位置推定だけでなく速度、加速度、姿勢角、姿勢角レートに関する情報も出力できるということが、自動操縦で着陸するとき大きな意味をもつ。自動操縦装置のアルゴリズムではこれらの情報を、機体を制御したり推力をコントロールしたりするときに使用している。

図5.2-4はDGPS/INS複合航法の速度出力を評価したものである。基準はキネマティックGPSによる軌道を微分して求めた。これを見るときかなりノイズ成分が大きく、平均は各軸とも0.01m/s以下だが、95%値は水平面内0.28m/s、高度方向0.44m/sの精度である。これは、DGPS/INS複合航法の誤差というよりは、速度基準を位置の微分により求めたことによるエラーと見た方がよい。実際のDGPS/INS複合航法システムの速度精度はもっとよいと考えられるが、実験データだけではこれ以上の判断ができない。

図5.2-5に、DGPS/INS複合航法とINS単独航法の姿勢角出力の差をプロットした。複合航法の方が精度が高いと考えられるので、この値はINSの誤差を

示しているといつてよい。DGPS/INS複合航法は、姿勢角の初期値をINSからもらっているので計算開始時は両者は一致している。その後、ロール軸とピッチ軸まわりの姿勢角に可観測性が得られ、数十秒程度の観測更新で姿勢角誤差を推定している。姿勢角誤差は、姿勢角の定義からロール/ピッチ間でカップリングしている。そのため、推定された姿勢角誤差は機体の方位によってロール軸に出たり、ピッチ軸に出たりしているはずで、図5.2-1と図5.2-5を比較するとその移動がよく分かる。姿勢角誤差の変動から、ロール/ピッチ軸の誤差の大きさは約 0.01° であった読みとれる。これはINSの仕様値から見て妥当な値であるといえる。ヨー軸に関しては通常、可観測性がなかなか得られないが、273,000秒付近の旋回により誤差が推定できている。その値はほぼ 0.05° 程度で、ロール軸やピッチ軸に比べると比較的大きい。これはINS側の初期アライメントにおいて、ロール軸/ピッチ軸は重力ベクトルの方向から姿勢を決めているのに対して、ヨー軸は地球の自転速度を検知して姿勢を決定していることに起因した精度劣化と考えられる。

同様に加速度、姿勢角レートがどれくらい正確に推定できているかみるために、図5.2-6に加速度バイアスの推定値と搭載フィルタの誤差共分散値(3σ)、図5.2-7にジャイロ・バイアスの推定値と搭載フィルタの誤差共分散値(3σ)を示した。真のバイアス値は分からないので、最後に収束した点を真値としてそのまわりに搭載フィルタの誤差共分散の 3σ 値を点線でプロットした。最終推定値をみると、加速度計バイアス、ジャイロ・バイアスともそれほど大きくなかったことが分かる。その中で、Z軸(機体軸のZ軸であるが、ほぼ鉛直下方とみてよい)の加速度バイアスがかなり大きな一定値 $1.5 \times 10^{-1} \text{ m/s}^2$ (150 mgal)に収束している。そして他の飛行実験ケースでも同様の結果が得られている。Z軸の加速度計のみに大きなバイアスがあったとは考えられないので、これはストラップダウンINS計算に用いている重力モデルと仙台空港におけるローカルな重力値の差(いわゆる重力異常)によるものであるとみるべきである。INS計算における重力値は、国際測地学地球物理連合が決めた測地基準系1980正規重力式に基づいて計算している。この値と仙台における重力測

定値との差（フリーエア異常）は理科年表によれば 96 mgal とされているので、DGPS/INS 複合航法システムの Z 軸の加速度バイアス 150 mgal は、約 50 mgal の差を含むものの、重力異常を推定したものと考えられる。この 50 mgal の差が、DGPS/INS 複合航法の推定誤差か、あるいは Z 軸の加速度計バイアスも含まれているのかは、実験データだけでは判断できない。これについては、次節で理論精度解析の結果と合わせて総合的に判断する。

図 5.2-6 と図 5.2-7 をみると、実験データ（実線）と搭載フィルタの誤差共分散値（点線）の動きがあまりよく一致していない。とくに、27,300 秒付近で行った旋回の前で差がみられる。これは搭載フィルタでモデル化している誤差が実システムのそれを正確に模擬していないからである。このように、搭載フィルタの誤差共分散だけでは精度予測を十分にできず、本研究で提案した詳細な誤差モデルを使って精度を計算する理論精度予測法が、DGPS/INS 複合航法の実用化のために必要となる。

最後に、測位精度評価の基準軌道として用いたキネマティック GPS の検証結果を示す。図 5.2-8 は、同じ飛行ケースでレーザトラッカとキネマティック GPS を比較したものである。各軸とも（とくに Y、Z 軸は）滑走路に近づく（レーザトラッカに近づく）とともに誤差が減少している。これはレーザによる基準軌道が、レーザ局 1 局で測角情報も使用して生成されているからである。図中、最後の 60 秒間でレーザとドローン機との距離が 3 km 以下になる。この時間帯の誤差（すなわちレンジ 3 km 以内での差）をみると、レーザ基準軌道に対するキネマティック GPS の誤差は表 5.2-1 のようになる。これは、レーザの測距精度が 30 cm (1σ)、測角精度が 0.1 mrad (1σ) であることを考慮すると、キネマティック GPS で推定した軌道にはレーザで測定することのできる有意の誤差は存在しなかったことを示している。本研究で、キネマティック GPS を基準軌道として用いることの妥当性が証明された。

表 5.2-1 レーザ軌道とキネマティックGPSの差
(レンジ 3 km以下)

	平均	標準偏差
X軸方向	0.32 m	0.27 m
Y軸方向	0.21 m	0.12 m
Z軸方向	-0.12 m	0.14 m

本節では、DGPS/INS複合航法システムの実験データからその航法精度を評価し、応用面からみて本システムが航空機の着陸航法システムとして十分なものか検証した。その結果、

- ① DGPS/INS複合航法システムの測位精度を、キネマティックGPSを基準軌道とすることで、従来の研究ではできなかった旋回などマヌーバを含む広い飛行経路で評価することができた。
- ② 実験データから得られた測位精度は、制御系全体の誘導誤差TSEで評価したときDGPS/INS複合航法が、ICAOで決めるカテゴリーⅢの航法精度要件を十分なマージンをもって満していることを示している。
- ③ 一方、実験データだけでは、速度、姿勢角、加速度、姿勢角レートの評価が部分的にしか実施できない。従来の飛行実験だけによる検証では、DGPS/INS複合航法システムの実用化のための評価が十分でないことが明かである。

が結論として得られた。

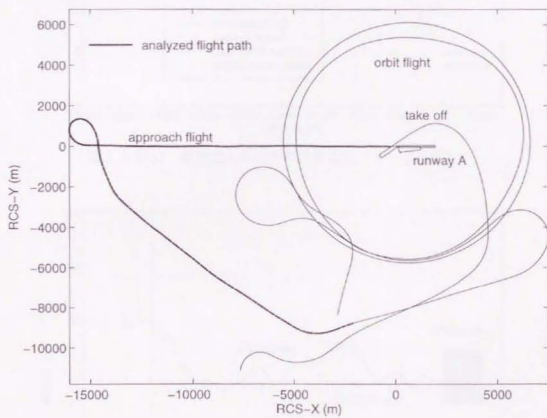


図 5.2-1 実験全体の飛行プロファイル

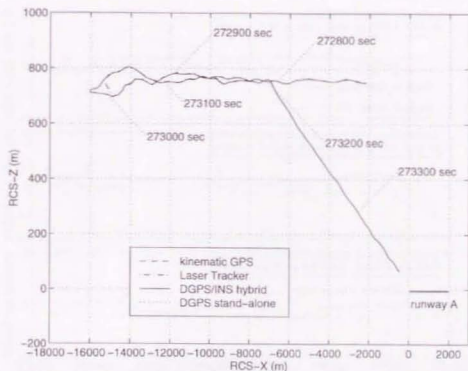


図 5.2-2(a) 着陸進入飛行での位置推定 (X-Z 平面)

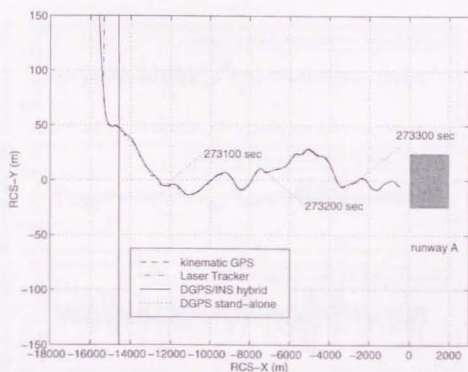


図 5.2-2(b) 着陸進入飛行での位置推定 (X-Y 平面)

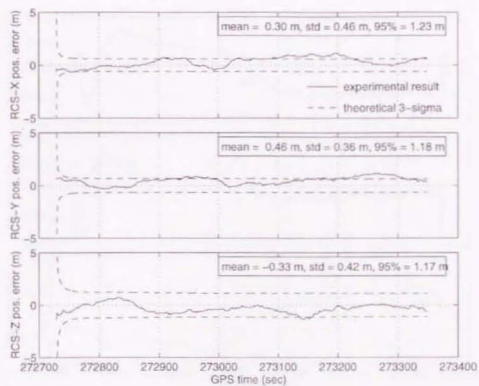


図 5.2-3 DGPS/INS 複合航法とキネマティック GPS の位置の差

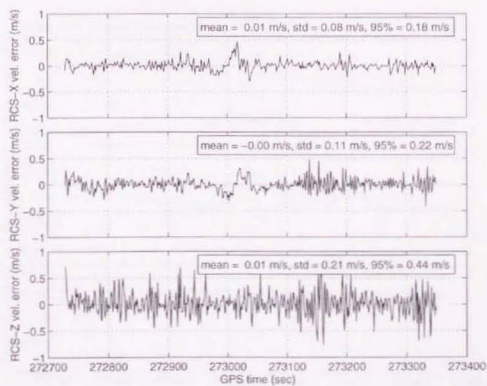


図 5.2-4 DGPS/INS 複合航法とキネマティック GPS の速度の差

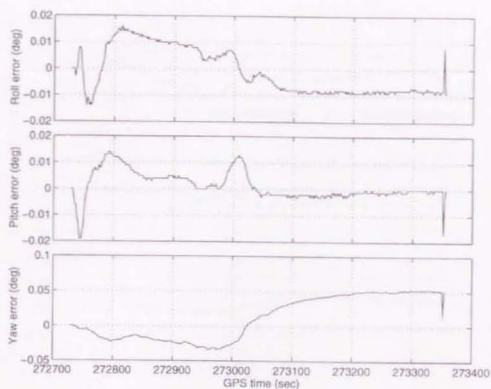


図 5.2-5 DGPS/INS 複合航法の姿勢角推定精度 (INS 出力との差)

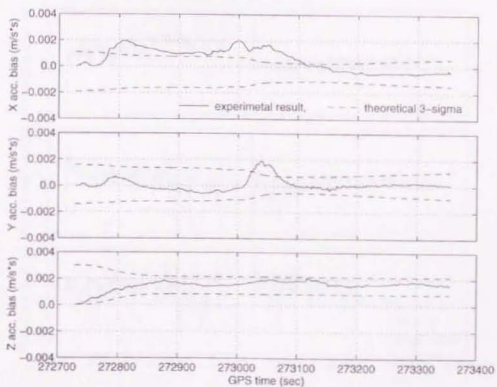


図 5.2-6 DGPS/INS 複合航法による加速度バイアス推定

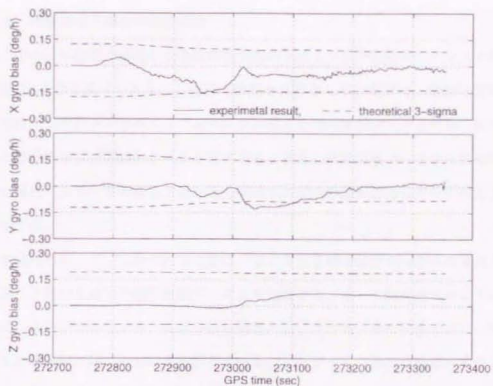


図 5.2-7 DGPS/INS 複合航法によるジャイロバイアス推定

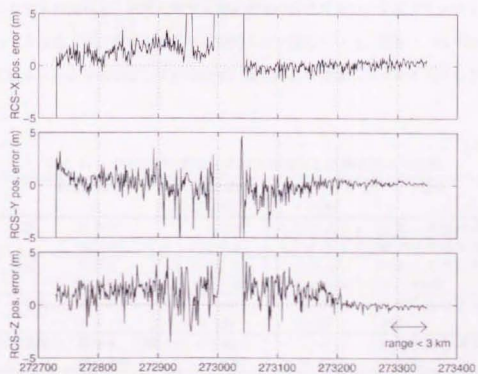


図 5.2-8 レーザ軌道とキネマティックGPSの差

5. 3 理論精度予測法の飛行実証

ここでは、本研究で提案した理論精度予測の手法を、飛行実験データを使って検証する。表1.3-2でも述べたように、従来の研究とは異なり本研究では、精度予測結果を位置だけでなく、センサキャリブレーション値まで含め実験データと比較、評価して、解析の信頼性を示す客観的データを提示する。また、飛行実験データから直接検証できない解析パラメータの値などは、地上実験など他の手段も併用してその検証を行うものとする。

まずはじめに、4. 3節で行ったDGPS/INS複合航法システムの精度予測結果と5. 2節で実施した飛行実験データとを比較する。4. 3節で述べたように、解析では、飛行プロファイル、GPS衛星配置、DGPS地上局の位置などは、整合性を取るため実験と同一のものを使用している。したがって、精度の値だけでなくその時間的な変化も含めて解析結果と実験データが一致しているかどうか評価する。

表5.3-1は、航法精度を比較したものである。実験では、基準軌道をキネマティックGPSで求めており、位置に関する精度評価の確度は高い。実験データにより多少のばらつきはあるが、解析結果とも比較的よく一致している。搭載フィルタの共分散値はこれより小さな値を示しているので、精度解析で考慮したマルチパスなどの影響

表5.3-1 DGPS/INS複合航法の子測精度と実験結果との比較

航法状態量	子測精度 (95%)	実験データ (95%)	備考
位置	水平面	1.2 m	位置、速度の実験データはキネマティックGPSとの比較
	縦方向	1.7 m	
速度	水平面	0.025 m/s	INS出力との比較
	縦方向	0.031 m/s	
姿勢角	ロール/ピッチ	0.0055°	INS出力との比較
	ヨー	0.028°	
加速度	機体X, Y軸	100 mgal	仙台の重力異常との差
	機体Z軸	50 mgal	
ジャイロ	機体X, Y軸	0.07 deg/h	実験データなし
	機体Z軸	0.1 deg/h	

備考: オービット飛行時の測位精度

が実験データには確かに混入していたと推察される。したがって、前節の実験評価でみられた、一部実験値が搭載フィルタの共分散値の 3σ を超えている点は、実験システムの不備ではない。

一方、速度に関しては表 5.3-1をみると、実験データと精度予測はかなり差が大きく、理論値の方が良い値を示している（約10倍の精度）。実験データの速度基準はキネマティック軌道の微分値（実際は各軸2次元のカルマンフィルタを組み、搬送波位相データから位置と速度の両方を同時に推定している。搬送波位相は位置とのみ幾何学的関係を持っているので、速度はシステムモデルを介して可観測性を得ている。システムモデルは位置の微分が速度、そして速度の微分にはホワイトノイズ（プロセスノイズ）が入るいわゆる velocity dead reckoning model である）である。このとき、キネマティックGPSの速度推定値はカルマンフィルタのプロセスノイズの大きさに影響を強く受ける。プロセスノイズの値はここではフィルタが発散しないように試行錯誤で決めているが、本来はそのときの機体のマヌーバの大きさに適応した値を設定しなければならない。したがって、キネマティックGPSの速度推定値には、位置データの微分によるノイズとマヌーバとフィルタパラメータとのミスマッチによる誤差の両方が入っており精度はそれほど良くない。実際、表 5.3-1では示していないが、誤差の平均値は実験データも 0.01 m/s 程度であり、ノイズ成分がなければ実験データも理論精度と一致する。このことから、表 5.3-1 の速度の差が直ちに理論精度解析の間違いであるとは判断できない。

そこで、速度に関する理論精度予測法の評価にはさらに地上実験の結果を用いる。DGPS/INS複合航法では、機体のダイナミクスによる航法精度の変動が小さい。これはたとえ機体が地面で静止していても、慣性系でみれば1Gの力を受けて高速で運動する機体をすでにINSで追尾していることになるからである。飛行中、対地速度が加わっても全体としては微小な変化である。しかも、複合航法の場合、GPSデータを用いてカルマンフィルタで推定するのは機体運動そのものではなく、それとは関係なく時間とともに発散するINS誤差である。したがって、キネマティックG

PSとは違い、DGPS/INS複合航法では飛行中も地面に静止しているときもほぼ同じ速度精度を維持していると考えてよい。図5.3-1は、同じ実験システムで機体が地面に静止しているときの速度の推定誤差である(96年4月19日、午後4時25分から約2000秒のデータ)。速度の基準値は機体が静止しているので対地速度0である。このときの速度推定精度は、水平面で 4.1 cm/s (95%)、高度方向で 4.7 cm/s (95%)である。表5.3-1とはGPSの衛星配置条件が異なるが、理論精度と実データはほぼ一致していると考えてよい。以上より、本研究で提案するDGPS/INS複合航法の精度予測法は速度に関しても正しい値を計算できることが実験的に確認された。逆に、キネマティックGPSから速度を推定するアルゴリズムはさらに工夫が必要であることが分かった。

姿勢角に関する精度評価では、飛行実験では基準をINSデータとした。これは他に適当な姿勢角基準がなかったためであるが、その結果、実験による精度評価のデータは複合航法の誤差というよりINSの姿勢角誤差を示しているといった方がよい(表5.3-1では、そのためデータを()付にした)。したがって、姿勢角に関しては実データと理論精度予測値は比較できない。ただし、理論解析のデータが正しいとすると、複合航法で推定したINSの姿勢角誤差は、その大きさの約50%の精度で推定できていることが分かる。

加速度バイアスに関しては、飛行実験では仙台における重力異常値との比較で機体Z軸に関して推定誤差を求めたが、解析値とよく一致していた。その他の軸に関しては、適当な基準値がないため精度の絶対値を実験的には求められなかった。

図5.3-2~図5.3-6にかけて、実験データと精度予測結果の時間履歴を、位置、速度、姿勢角、加速度バイアス、ジャイロバイアス、それぞれに関して比較する。それぞれ図の(a)は実験データを、(b)は解析データを示している。また、図中、実線は実験データ(図の(a))または理論精度予測値(図の(b))、破線は搭載フィルタの共分散値をプロットしたものである。実験と解析の搭載フィルタの構成は同じなので、実験データと解析結果の共分散値(上下のグラフの点線)は同一である。共分散値は2

σ (9.5%) をプロットした。理論精度予測法が正しければ、上下のグラフの実線はよく一致しているはずである。しかも精度解析は実験と同一の条件で実施したので、実線は値だけでなくその時間履歴も合致していなければならない。

図 5.3-2 は位置誤差 (N、E、D 軸) に関してであるが、マルチパスなどの搭載フィルタで考慮していない誤差源により、実際の精度がフィルタの共分散値より少し悪くなるということがよく予測されている。また、ドルニエ機のマヌーバによる位置精度への影響がないことが実験データと解析結果ともよく一致している。

図 5.3-3 は速度誤差に関してであるが、前述のように誤差の大きさ自体は予測値と一致していない。これは、実験データの基準となっているキネマティック GPS の速度推定誤差の影響と考えてよい。時間履歴をみると 273,000 秒付近で若干のシステムティックな誤差が見られるが、これは解析側も予測しており、ドルニエ機が旋回したときのダイナミクスによるものである。

図 5.3-4 は姿勢角に関するデータであるが、実験結果がどちらかという INS の誤差を示しており、複合航法の精度解析結果と直接比較するのは適当でない。ただし、273,000 秒付近で旋回するときに姿勢角の可観測性が変化する部分はよく一致している。

図 5.3-5 は加速度バイアスの推定誤差の時間履歴である。これは、実験データと解析結果が非常によく一致している。とくに、273,000 秒付近のマヌーバ時のデータの動き、Z 軸の重力異常の推定の動きは解析でも完全に予測されている。

図 5.3-6 はジャイロバイアスの推定誤差の時間履歴である。これも時間的な傾向が理論と実験データで完全に一致している。X 軸では 272,900 秒付近で一度誤差が大きくなり、273,000 秒付近で収束した後、また増加に転じている。Y 軸では 273,500 秒付近から誤差が大きくなり、最終的に元に戻っている。Z 軸はほとんど可観測性がない。

図 5.3-5～図 5.3-6 をみると、全体として実線と点線は一致していない。このことは、搭載フィルタの誤差共分散値は DGPS/INS 複合航法の精度を正確に予測で

きていないことを示している。一方、実データと理論解析の実線どうしは互いによく一致している。このことは、本研究で提案する理論精度予測法が、搭載フィルタでモデル化されていない誤差の影響まで含めて正確に精度を予測していることを示している。これが本手法の最大の特長であり、従来の研究ではまったく検証されてこなかった点である。そして、DGPS/INS複合航法の実用化のための設計ツールにはなくてはならない機能である。

本飛行実験で使用したINSセンサは、リットン社製のLTN-92の同等品であり、慣性航法用としての性能を有するリングレーザジャイロを使用している。精度解析では誤差源として、このINSセンサにバイアス、スケールファクタ、ミスマイメントがあるとして、それぞれこのクラスのセンサに典型的なパラメータ値を仮定していた。その結果、精度予測結果は、センサキャリブレーション値（バイアス推定値）の時間的な履歴まで飛行実験結果とよく一致していることが確認された。とくに、搭載フィルタの誤差モデルでは無視しているスケールファクタが、航空機のマヌーバ時のバイアス推定値の変動に影響を与えており、これを予測できる理論精度解析の有効性が確認され、DGPS/INS複合航法システムの設計ツールとしての信頼性が証明された。

ここではさらに、システムからだけでなく、センサ単体からみても精度解析が妥当であるか検証する。すなわち、飛行実験データと精度解析結果を一致させるために仮定したスケールファクタ、バイアス安定度などの誤差源のパラメータ値が、事前に地上で計測したセンサ精度の値と（地上と機上との環境の違い、実験時期の違い、等を考慮して）許される範囲の差であるかどうか確認する。

INSセンサの精度は、これをDGPS/INS複合航法システムに組み込む前に、地上で3軸テーブルを用いて測定した。実験では、表5.3-2に示すように、ジャイロに関しては各軸それぞれ0 deg/sec、±10 deg/sec、±20 deg/sec、±30 deg/secの一定の角速度を入力し、加速度計に関しては各軸それぞれ0 g、±0.25 g、±0.5 g、

±0.75 g、±1 g の一定の加速度を入力した。それぞれのケースとも5分間、センサのデータを収集している。3軸テーブルはコントラバス社製の電気モータ式のもので、その姿勢精度は3秒角（約1 mrad）である。

テーブルの姿勢角誤差により、センサには所定外の入力がある。ジャイロの場合は、地球自転速度の混入とテーブルの実験中でのドリフトである。一方、加速度計には重力の混入がある。また加速度計に関しては、試験地での局所重力異常も入力誤差となる。その結果、入力角速度、入力加速度に表5.3-2で示すような誤差が含まれる可能性があり、センサの精度を計測するときの誤差源となる。これをみると、ジャイロに関しては、ゼロ入力時のゼロ点オフセットとその安定度を精度解析で用いている数値と同レベルで同定できることがわかる。また、スケールファクタに関しても、精度解析のパラメータより2桁程度よい精度で同定できる。一方、加速度計に関してはゼロ入力時の

表5.3-2 3軸テーブル試験におけるセンサ入力と入力誤差

センサ	入力ダイナミクス	入力誤差 (入力との比)	入力誤差の内容
ジャイロ	0 deg/sec	0.0225 deg/h (-)	地球自転レートの混入
	±10 deg/sec	0.0225 deg/h (6.25×10^{-3})	15 deg/h $\times \sin(3^\circ)$
	±20 deg/sec	0.0225 deg/h (3.13×10^{-3})	300秒間の姿勢ドリフト
	±30 deg/sec	0.0225 deg/h (2.08×10^{-3})	$3^\circ / 300 \text{ sec}$
加速度計	0 g	$1.43 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ (-)	重力の混入
	±0.25 g	$2.63 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ (1.07×10^{-4})	$1 \text{ g} \times 3^\circ \cos \alpha$
	±0.5 g	$3.74 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ (7.63×10^{-5})	局所重力異常 (β) の混入
	±0.75 g	$4.70 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ (6.39×10^{-5})	$\beta \times \sin \alpha$
	±1 g	$5.00 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ (5.10×10^{-5})	α : 水平からの入力軸角度

注: 加速度計の入力誤差は重力異常 $\beta=50 \text{ mgal}$ ($5 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$) の場合を示す。

ゼロ点オフセットとその安定度は同定可能だが、スケールファクタに関しては誤差が大きいたことが示されている。とくに試験地での局所重力異常の値はどの程度かわからないため、この表で示した数値以上の誤差になる可能性がある。ここではこれを受けて、ジャイロのスケールファクタとバイアス、加速度計のバイアスに関して精度解析パラメータの評価を行う。

① ジャイロのパラメータ同定

図 5.3-7 は各軸ジャイロに 10 deg/sec~30 deg/sec の角速度を入力し、そのときの出力を入力角速度で割ったもので、スケールファクタの値を示している。出力角速度は 300 秒間の平均である。その結果、本実験で用いたリングレーザジャイロのスケールファクタ誤差は、表 5.3-3 のようになる。この表より、理論精度解析で用いたスケールファクタ誤差の値 7.0×10^{-5} は妥当な値であったことが確認された。

図 5.3-8 は各軸ジャイロがゼロ入力であったときの短期安定度を示したものである。短期安定度の計算は (3.3-12) 式に基づき行った。安定度の計算の際、300 秒間の平均値（すなわちゼロ点オフセットのコンスタント成分）を出力から引いている。図より、各軸とも相関時間 τ のルートの反比例するホワイトノイズ成分が誤差の主要なものであることがわかる。INS 計算においては積分していけば消えるホワイトノイズよりも、平均時間をいくら大きくしても消えないバイアスの揺らぎ（ランダムウォークなど）が重要である。実験では相平均のデータ数を確保する上から平均時間

表 5.3-3 ジャイロのスケールファクタ誤差

ジャイロ軸	正入力	負入力
X 軸	-5.5×10^{-5}	-6.2×10^{-5}
Y 軸	-6.4×10^{-5}	-5.7×10^{-5}
Z 軸	4.4×10^{-5}	-2.9×10^{-5}

表 5.3-4 ジャイロバイアの安定度 (相関時間 600 秒での値)

ジャイロ軸	X 軸	Y 軸	Z 軸
バイアス安定度	0.016 deg/h	0.029 deg/h	0.073 deg/h

を長くとれなかったが、長くしていくとどこかで安定度の下限となるはずである。通常、INSでは初期アライメントの時間を10分間とする。これは10分間以上だとかえってランダムウォークなどの誤差源が顕著になり、平滑化する効果がなくなるからである。ここでも、同様に600秒を安定度の下限と考えて、ここでのジャイロバイアの値を求めた。その結果、ジャイロバイアスは表5.3-4で示す値となった。この表より、精度解析においてジャイロバイアスを大きさが0.05 deg/hで600秒の時定数をもつ一次マルコフ過程でモデル化したことの妥当性が確認された。

② 加速度計のパラメータ同定

加速度計ではスケールファクタが正確に同定できないので、そのバイアスのみを評価する。図5.3-9は各軸加速度計がゼロ入力であったときの短期安定度を示したものである。計算方法はジャイロの場合と全く同様である。やはり相関時間 τ のルートに反比例するホワイトノイズが誤差の主要な成分であることがわかる。ただし、Z軸だけがノイズの大きさが小さい。INSの取扱説明書によると、Z軸のみ高周波ノイズを除去するフィルタを挿入しているとのことなのでその影響と考えられる。

ジャイロと同様に、相関時間600秒での加速度バイアの安定度を求めると表5.3-5のようになる。相関時間が長くなるとZ軸の高周波ノイズをカットするフィルタの影響が消え、各軸ともほぼ同じ安定度となる。その結果、精度解析において加速度バイアスを大きさが $5.0 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ で600秒の時定数をもつ一次マルコフ過程でモデル化したことは、若干大きめの数値であるがオーダー的には誤りではないことが確認された。

表 5.3-5 加速度バイアスの安定度 (相関時間 600 秒での値)

加速度計軸	X 軸	Y 軸	Z 軸
バイアス安定度	$4.8 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$	$5.0 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$	$8.3 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$

最後に SA モデルに関して、実データを使って検証する。SA モデルをあらためて検証するのは、SA が人工的に生成された誤差のため、そのモデルに物理的必然性がないからである。事実、90 年から現在まで SA をモニタしていると、そのダイナミクスが一定とは考えられない変化を見せる場合がある。したがって、今回の飛行実験を実施した期間中の SA を実データを使ってモニタし、理論精度予測で使っているモデルと大きな違いがないか検証する必要がある。

図 5.3-10 は、実験中の SA を地上定点でモニタした結果である。長時間データを取得できた 4 衛星 (PRN 1, PRN 5, PRN 6, PRN 20) について示した。横軸は GPS タイムであるが、3,600 秒で割った剰余である (これは、SA を DGPS 補正情報として実験で推定しているが、それを機上に送信するときの RTCM 104 フォーマットにおいて時刻をこのように定義しているからである)。飛行実験データは、図 5.3-10 の 2,700 秒以降に対応している。図中に、各衛星の SA の標準偏差を示したが、20.4 m ~ 34.8 m とモデルの 30 m とほぼ対応がとれている。図 5.3-11 は、各衛星の SA を正規化して、その電力密度を計算したものである。どの周波数帯に SA が分布しているか分かる。これをみると、0.006 Hz まで一つ山があり、0.015 Hz までもう一つ山があることが分かる。それぞれ 1 次のマルコフ過程で近似すると、対応する時定数は 167 秒と 67 秒となり、本研究で使用した時定数 200 秒と 90 秒にはほぼ対応している。以上より、飛行実験を実施した時間帯では、SA モデルが妥当であったと結論づけられた。

本節では、本研究で提案した理論精度予測の手法を、飛行実験データを使って検証し

た。その結果、

- ① 理論精度予測値と実験データは、位置、速度、慣性センサ・バイアス推定値において非常によく整合性が取れていた。これは、実験システムの完成度を証明するとともに、本研究で提案した理論精度予測法がDGPS/INS複合航法システム実用化のための信頼性の高い設計ツールとなることを明らかにした。
- ② 理論精度解析で使用した慣性センサの誤差パラメータとSAモデルのパラメータについては、地上実験データを用いた検証を実施した。これも実データとパラメータ値がよく一致しており、本研究で構築した誤差モデルの妥当性が明らかになった。

の結論が得られた。

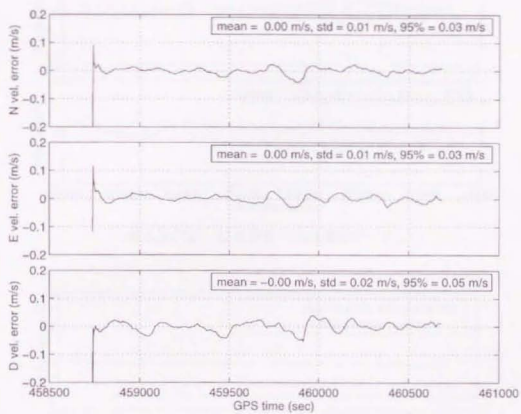


図 5.3-1 静止しているときのDGPS/INS複合航法の速度の推定誤差

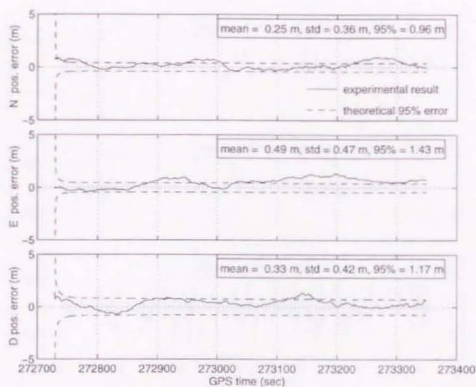


図 5.3-2(a) 位置誤差 (飛行実験データ)

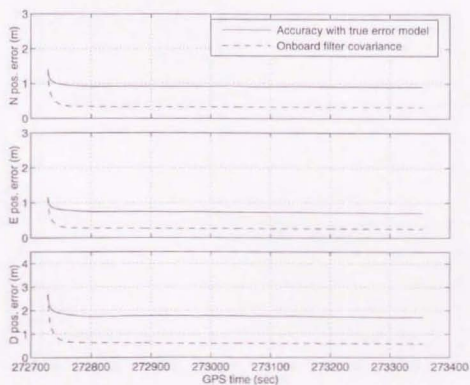


図 5.3-2(b) 位置誤差 (精度解析結果)

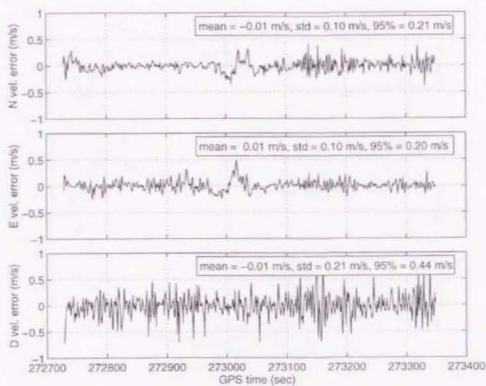


図 5.3-3(a) 速度誤差 (飛行実験データ)

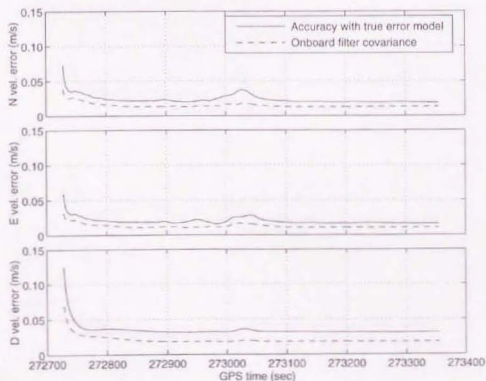


図 5.3-3(b) 速度誤差 (精度解析結果)

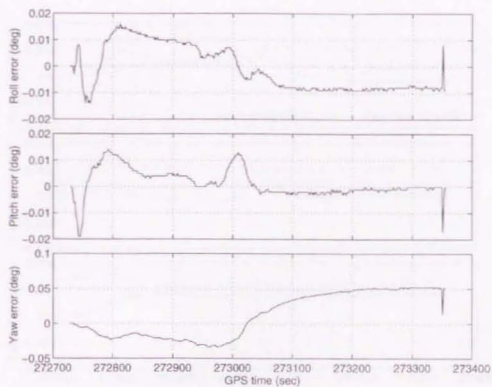


図 5.3-4(a) 姿勢角誤差 (飛行実験データ)

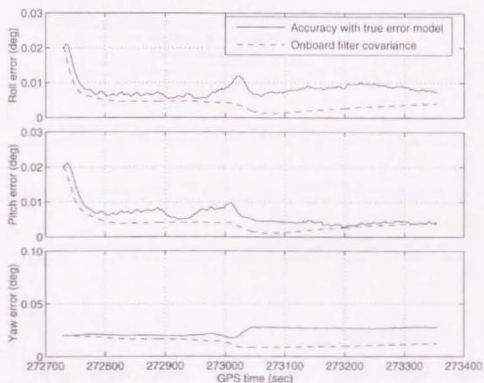


図 5.3-4(b) 姿勢角誤差 (精度解析結果)

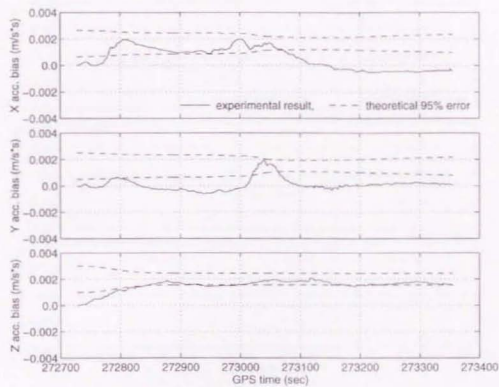


図 5.3-5(a) 加速度バイアス誤差 (飛行実験データ)

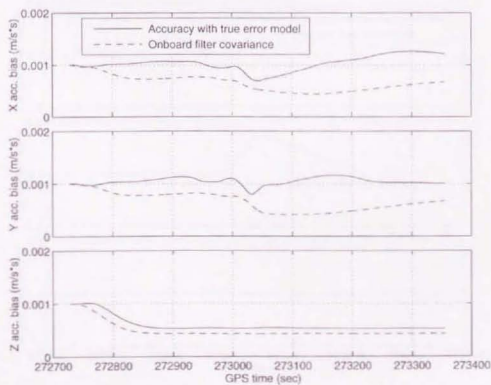


図 5.3-5(b) 加速度バイアス誤差 (精度解析結果)

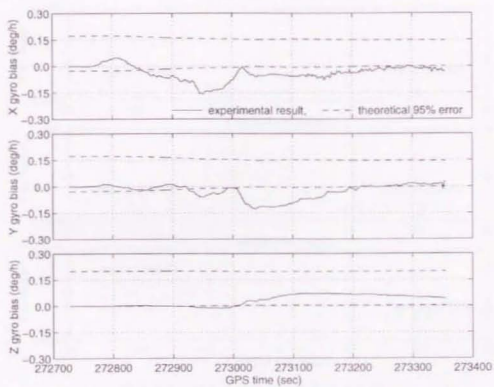


図 5.3-6(a) ジャイロバイアス誤差 (飛行実験データ)

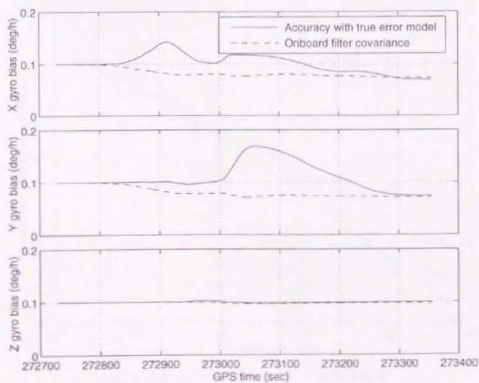


図 5.3-6(b) ジャイロバイアス誤差 (精度解析結果)

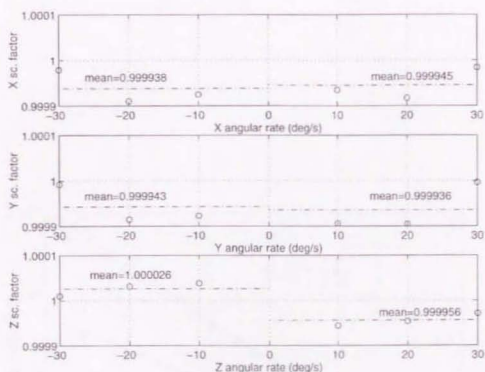


図 5.3-7 ジャイロのスケールファクタ

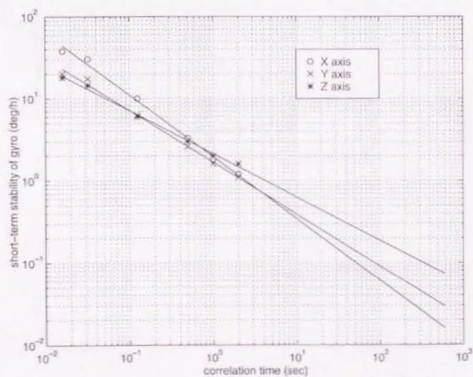


図 5.3-8 ジャイロのバイアス短期安定度

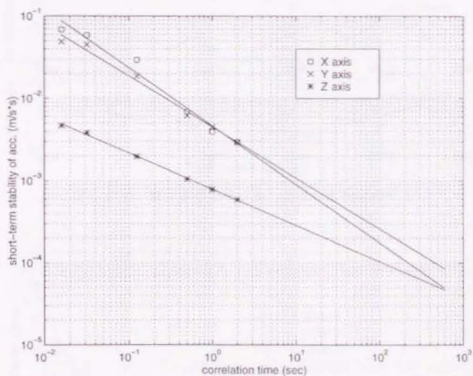


図 5.3-9 加速度計のバイアス短期安定度

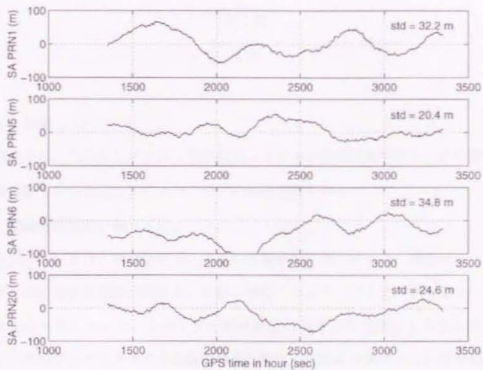


図 5.3-10 地上定点でモニタした飛行実験中のSA

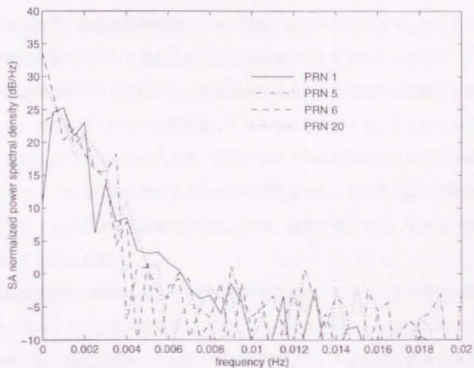


図 5.3-11 SAの電力密度

第6章

結論

6.1 結論

本研究では、DGPS/INS複合航法システムの理論精度解析と、その飛行実験による検証を行った。これにより、以下の結論が得られた。

まず、理論精度解析に関しては、

1. DGPS/INS複合航法システムの理論精度予測の結果は、実際のハードウェアを用いた航法実験の結果と、位置、速度、センサ・バイアス推定値にいたるまでよく一致していた。このとき、航法誤差の大きさの予測はもちろんのこと、ユーザのダイナミクスによる航法精度の変化も正確に予測することができた。
2. 理論精度解析を行うことで、飛行実験データからだけでは分からない、DGPS/INS複合航法システムで達成可能な航法性能の予測、その性能を規定する誤差源の判別、従来研究の実験データの解釈、などが可能になり、DGPS/INS複合航法システムを実用化するための設計ツールとすることができた。
3. 理論精度解析でセンサのグレードを変えたときの航法精度への影響を予測することで、実際に種々のセンサを用意してシステムを構築することなしにシステムの性能評価ができる。これにより、DGPS/INS複合航法システムの実用化に際して、コスト面から検討することが可能になった。本研究では、中精度光ファイバジャイロを使用する場合を考え、位置、速度に関しては、それほど悪影響を受けないことを確認した。
4. 理論精度解析で性能を規定する誤差要因を同定することで、その誤差の影響を小さくするアルゴリズムを考案し、システムの精度を向上させることができる。本研究では、精度予測からマルチパスが複合航法システムの測位精度を決定していることを明らかにし、マルチパス誤差の小さい搬送波位相データを観測量として使用するアルゴリズムを提案し、位置、速度、姿勢角に大幅な精度の改善が得ら

れることを示した。

5. 大幅なシステム変更を伴うようなアルゴリズムの改修は、実システムを使って実験的に検証することが難しい。理論精度解析では、事前にそのアルゴリズムの改修の効果を予測することができる。本研究では、航空機の機体に複数のGPSアンテナを取り付け、姿勢推定に関して精度が向上するか予測した。その結果、DGPS/INS複合航法システムにおいてはマルチアンテナの効果は少なく、ヨー姿勢角誤差の増大を抑える目的にしか意味がないことを明らかにした。

の結論が得られ、その有効性が明らかになった。

次に飛行実験結果からは、

6. 理論精度予測値を飛行実験データと比較しその整合性を確認することで、本研究の精度解析の手法が正しいことを証明した。また解析パラメータの一部は、地上実験のデータとも比較し、整合性を確認することでモデルの正確さを明らかにした。
7. DGPS/INS複合航法システムの測位精度は、水平面内で1.6 m ~ 1.7 m、高度方向で1.2 m ~ 2.1 m (95%) との結果が飛行実験で得られた。これは航空機の着陸航法という応用面からみた場合、最新のトンネルコンセプトによるカテゴリーIIIを満足する値である。
8. DGPS/INS複合航法システムの出力データ内容の豊富さを確認した。速度、姿勢角、加速度、姿勢レートといった情報をリアルタイムで誘導・制御系に出力することができる。
9. 今回、位置精度の確認にはキネマティックGPSを用いたが、その精度はレーザトラッカのそれを上回っていた。このことは、GPS搬送波位相データの測位精度が非常に高いことを示しており、精度解析で提案した搬送波位相DGPS/INS複合航法の有効性を実験的にも示唆した。

の結論が得られた。

6.2 今後の課題

本研究は、理論精度予測法を提案しそれを実験的に検証することで、従来研究では十分でなかった理論解析の信頼性を高めることを目的としている。その意味において、さらに本手法を検証する必要がある。DGPS/INS複合航法の場合、位置、速度に関してはダイナミクスの影響をそれほど受けないので今回の飛行ケースで問題ないが、センサバイアス推定値などは第5章の結果でもみられたように飛行プロファイルに強く依存している。さらに実験を重ね、慣性センサのスケールファクタ誤差やミスアライメントの影響を確認しなければならない。

本研究で展開した理論では、航法フィルタの安定性について予測できない。しかし、中精度光ファイバジャイロを用いた場合のロール角誤差の発散を抑える目的、搬送波位相DGPS/INS複合航法システムでジャイロスケールファクタの姿勢角推定への悪影響を軽減する目的、など実際には意図的にプロセスノイズを加えている。これらは、精度解析においていわゆる試行錯誤でチューニング値を決めていたが、将来的にはセンサ誤差の見込み値を用いて解析的に安定なフィルタが設計できることが望ましい。近年、H_∞制御などいわゆるロバスト制御に関する理論の進展が著しいが、航法フィルタのロバスト化も今後の検討課題として重要である。

GPSの利用技術に関して、ディファレンシャル航法、搬送波位相データの利用といった分野で、ここ2～3年の間に大きな技術革新がなされ、3次元的な測位精度が飛躍的に向上した。これを受けて欧米を中心に、GPSを航空機の精密進入、自動着陸に応用する研究が積極的に行われている。米国ではFAAのもとにそれぞれ異なる航法アルゴリズムを採用した4チーム(Wilcox社、E-Systems社、オハイオ大学、スタンフォード大学)が組織され、それぞれ100フライト以上の飛行実験が実施された。その結果、横方向0.1m～0.9m、高度方向0.3m～1.3m(95%)の測位精度が得られ、カテゴリⅢの精度要件を満たしたとしている[76]。これらの欧米での実験はそのほとんどが、本研究では基準軌道の生成に用いたキネマティックGPSを用いている。本研究でも確かにキネマティックGPSはレーザトラッカを上回る性

能を発揮し、DGPS/INS複合航法の評価に役立った。しかし、本文でも述べたように、GPS単独航法であるキネマティックGPSは、自律性、完全性、連続性、利用性、出力データ内容といった、測位精度以外の指標で複合航法に劣っている。本研究で提案した理論精度予測法では、これらの性能に関して定量的に予測値を出すことができない。しかし、飛行安全を確保する上からも上記の指標は非常に重要なものである。精度以外にシステムの耐故障性を予測する理論の構築も必要である。

また応用面からみた場合、本研究では精度解析を航空分野を中心に行ったが、宇宙空間でも低軌道衛星はGPSを使用可能であり、本研究で体系化した精度予測アルゴリズムはそのまま適用できる。人工衛星の場合、地上で航法精度を確認するのが困難な面があるので、理論的に精度予測ができることのメリットが大きい。補随6 [77]では、精密な相対位置情報を必要とするランデブドッキングに搬送波位相DGPSを応用した精度解析結果についてまとめた。本研究の内容と同様に、搬送波位相データを利用することの有効性が明らかにされている。今後、宇宙分野でもGPSの有効性を生かして、応用範囲を広げる研究が必要である。

補随1. GPSで用いられる時系と座標系

地球を周回運動する人工衛星からの電波を受信して、利用者の時々刻々の位置（および速度）を計算し、結果を表示するために、基準となる時刻と座標系が必要である。GPSでは、GPS時（GPS time）と呼ばれる時系と、世界測地系WGS 84（World Geodetic System 1984）という準拠座標系を用いることになっている。

GPS時は、主制御局MCS（Master Control Station）のセシウム原子時計によって管理される時系で、GPSにおけるすべての時刻基準であり、またGPS衛星の軌道暦と搭載時計の（GPS時に対する）誤差は、GPS時をパラメータとする2次多項式によって計算できるようになっている。さらにGPS時は、国際原子時TAIおよび協定世界時UTCと同じ1秒を単位とし、1980年1月6日0時UTCを同年同月同日0時（GPS時）とし、それ以後（閏秒の調整をせずに）完全に連続するものと定義されている。このように定義されるGPS時は、非常に大きな数字になるから、実際上は、GPS時の元期から形式的に起算した週をGPSウィーク（GPS Week）とし、GPSウィークの始まる日曜日0時（GPS時）から起算した経過秒を、データ取得や測位計算の基準時刻として使う。

TAIとの差は、常に一定で

$$\text{TAI} - \text{GPS時} = 19 \text{秒} + \text{CO}$$

となるよう保たれている。ここでCO（誤差分）は高々100 nsである。一方、厳密に、

$$\text{TAI} - \text{UTC} = 29 \text{秒} \quad (1994 \text{年} 7 \text{月} 1 \text{日} 0 \text{時} \text{UTC} \sim 1996 \text{年} 1 \text{月} 1 \text{日} 0 \text{時} \text{UTC})$$

および、

$$\text{TAI} - \text{UTC} = 30 \text{秒} \quad (1996 \text{年} 1 \text{月} 1 \text{日} 0 \text{時} \text{UTC} \sim \text{次の閏秒挿入時まで})$$

であるから、UTCとGPS時との差は、それぞれ

$$[\text{UTC} - \text{GPS時}] = -10 \text{秒} + \text{CO} \quad (1996 \text{年} 1 \text{月} 1 \text{日} 0 \text{時} \text{UTC} \text{まで})$$

[UTC - GPS 時] = -11 秒 + CO (1996年1月1日0時UTCから)

となる。

地球の形状は回転楕円体として、よく近似できる。このような回転楕円体は数学的には次式で書ける。

$$\frac{x^2+y^2}{a_e^2} + \frac{z^2}{b_e^2} = 1 \quad (\text{補1-1})$$

ここで回転軸 (z 軸) を (地球の) 形状軸と呼ぶ。形状軸を含む面との交わりは楕円で、長軸、すなわち、平均赤道面半径を a_e 、短軸を b_e とする。測地学では、この楕円体を特徴づけるパラメータとして、通常、平均赤道面半径 (a_e) と偏平率 (f) を使う。偏平率は、

$$f = \frac{a_e - b_e}{a_e} \quad (\text{補1-2})$$

という関係で定義される。

WGS 84 系は、座標原点を地球重心に、地球の平均赤道面を x-y 面とし、平均極が形状軸に一致するように z 軸をとり、z 軸周りに一定速度 (平均自転速度) で回転する地心・地球固定座標系であると定義する。x 軸は平均赤道面内で経度ゼロの方向 (その子午線がほぼグリニッジ天文台を通過) とする。米国防総省は米海軍航海衛星 NNS (Navy Navigation Satellite System) 以来、種々の衛星に対する主に電波追跡データの解析によって、独自の測地基準座標系、地球形状モデル、重力場モデルを構築してきたが、その最新版が WGS 84 である。

このような座標が定義されていると、地表または空間の位置 (及び速度) をこの座標系に関して表現できる。その方法としては、直交座標 $|x, y, z|$ または測地座標 $|$ 経度 (λ)、緯度 (ϕ)、高度 (h) $|$ の 2 つがあり、次式により容易に相互変換できる。

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N+h)\cos\lambda\cos\phi \\ (N+h)\cos\lambda\sin\phi \\ \{N(1-e^2)+h\}\sin\phi \end{pmatrix} \quad (\text{補1-3})$$

ここで、

$$N = a_e / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi} \quad (\text{補1-4})$$

$$e^2 = 2f - f^2 \quad (\text{補1-5})$$

(e は離心率) とする。WGS84 で使用されるパラメータを表 補1-1 にまとめる。

GPS受信機では、例外なく、WGS84 という地心・地球固定座標系に関して測位航法演算を行うから、その内部解は上に述べた直交座標及び測地座標表示になっている。したがって測量用の受信機では、そのまま準拠楕円体からの高度 (楕円体高) が出力される場合が多い。しかし航法用受信機の出力は、楕円体高よりも標高、すなわち海面高度が望ましい。そのためにWGS84 対応の簡略化したジオイドモデルを搭載し、標高に変換している。

WGS84 座標系から他の座標系への変換は、座標原点の平行移動と、座標軸の回転によって実現される。ただし、座標系の定義自体が、地表各地点間での観測値に基づき内部整合を取るために年ごとに変更されている場合があり、何を基準にした変換式か確認しておく必要がある。例えば、WGS84 に関しても以下のバージョンがある [18]。

- WGS : ドップラーデータ (N N S S) で決められた最初の WGS84
- WGS84 (GPS) : GPS による現行の WGS84
- WGS84 (G730) : IGS の観測点と IERS standards の GM を用いて決定した新しい WGS84 系で、しかも NUVEL-1 のプレート速度モデルを使用し、ITRF と 10 cm のレベルで consistent だといわれている。

表 補1-1 座標系パラメータ

パラメータ	記号 (単位)	ペッセル	WGS 7 2	WGS 8 4
平均赤道面半径	a_e (m)	6377397.155	6378135	6378137
扁平率	f	1/299.152812	1/298.26	1/298.257223563
平均自転速度	ω ($\times 10^{-11}$ rad)		7292115.147	7292115
重力定数	GM (m^3/s^2)		3986008×10^8	3986005×10^8
光速速度	c (m/s)		299792458	299792458

表 補1-2 座標変換パラメータ (ITRF92に対して)

Ref. Frame	<i>DX</i> (cm)	<i>DY</i> (cm)	<i>DZ</i> (cm)	<i>RX</i> (mas)	<i>RY</i> (mas)	<i>RZ</i> (mas)	<i>SCL</i> (ppm)	RMS (cm)
NAD83	-94	198	54	27.5	15.5	10.7	-0.005	2
WGS84	-6	52	22	-18.4	-0.3	-7.0	0.011	<200
WGS84(GPS)	-4	-1	-28	4.2	-4.0	-15.6	-0.218	94
WGS84(G730)	0	-3	4	-2.6	-2.5	-0.4	0.000	6
ITRF93	0.2	0.7	0.7	-0.39	0.80	-0.96	-0.0012	<1

最新の変換パラメータを表 補1-2 に示した [19]。このパラメータの基準となっているのは、ITRF92 (International Terrestrial Reference frame 92) で、測地、地球物理学の分野で標準となっている座標系である。表 補1-2 のパラメータを使って座標変換は以下の式で表される。

$$x_{ITRF92} = SCL \cdot \begin{pmatrix} 1 & -RZ & RY \\ RZ & 1 & -RX \\ -RY & RX & 1 \end{pmatrix} x + \begin{pmatrix} DX \\ DY \\ DZ \end{pmatrix} \quad (\text{補1-6})$$

補随2. 放送暦と精密暦

人工衛星の軌道、すなわち位置・速度を、時刻をパラメータとしてあらわした表を衛星暦または軌道暦、あるいは単に暦 (ephemeris) と言う。一般に衛星軌道は、カルテシアン要素 (直交座標) またはケプラー要素の2通りで表わせるが、GPSでは、修正ケプラー要素と呼ばれるパラメータが航法メッセージとして送信される。すなわち、衛星軌道の予測精度を上げるため、地球の偏平による重力、月・太陽の引力、太陽輻射圧などの摂動力を考慮したもので、滑らかな楕円軌道を与える6要素以外に、それらの時間変化率など、合わせて16個のパラメータを含んでいる。これらから計算される予測軌道を放送暦 (broadcast ephemeris) と言う。

衛星が送信する航法メッセージのもとになる軌道は、5つのモニター局で観測した追跡データをもとに主制御局MCSにおいて軌道決定した結果を軌道伝播した予測値である。最新の予測軌道情報が1日数回程度、世界に配置された3つの地上アンテナを介して衛星にアップロードされ、メモリーを更新する。衛星はメモリーからデータを読み出して利用者に放送する。航法メッセージは各衛星ともほぼ1時間毎に更新される。それまでは同じデータが繰り返して送信される。

MCSにおける軌道決定の精度は、開発の初期には40~100mであったが、近年は5~10mまで改良されてきている。しかし、これらを予測軌道に変換し、衛星にアップロードする段階で、SAと呼ばれる、測距誤差に換算して約30mの人工的な誤差が挿入される。これは平面内の測位精度で約100m (9.5%) に相当する。

相対測位では、2受信機間の距離 (基線長) とともに、測位精度が変わる。その関係は、近似的に次式で表わされる。

$$db/b = dr/\rho \quad (\text{補2-1})$$

ここで db : 基線誤差、 b : 基線長、 dr : 衛星の位置誤差、 ρ : 衛星までの距離 (約20,000 km)。

したがって、 $dr = 20\text{ m}$ は、1 ppm (parts-per-million) に相当し、これはまた1

00 kmの基線長を10 cmの精度で決定できることを意味する。SAオンの場合は、これ以上の精度劣化となる。一方、地殻変動観測への利用では、1 ppb (parts-per-billion) 位の精度が要求されている。これは言い換えれば、数10 cm位の精度の軌道暦に相当し、放送暦では絶対に達成できない。

そこで、国際測地学協会 (IAG) は、民間の世界的なGPS追跡ネットワークを構築し、民間の機関でGPS衛星の精密軌道決定を行い、精密暦 (precise ephemeris) をタイムリーに測地利用者に配付するサービスを開始した。これを、国際GPS地球力学事業IGS (International GPS Service for Geodynamics) と呼んでいる。IGSは、1992年の試験キャンペーンを経て、1994年1月から実運用に入っており、精密暦は1週間程度の遅れでインターネットを介して入手できる状況にある。その精度は、デシメートル程度となっている。

補随3. 電離層遅延と対流圏遅延のモデル化

GPSでは、L1とL2の2波の電波を使用して、電離層による遅延が周波数に逆比例するという性質を用いて高精度に補正できる。しかし、SPSユーザにはL1だけしか開放されていないので、何らかの方法で電離層遅延を補正する必要がある。以下は、GPSが採用している電離層遅延モデルで、式中で使用されるパラメータは航法メッセージのなかに含まれている [20]。

L1周波数に対する電離層遅延量は、

$$d_{\text{iono}} = c\tau_{\text{iono}}$$

$$\tau_{\text{iono}} = F[5.0 \times 10^{-9} + \text{AMP}(1 - \frac{X^2}{2} + \frac{X^4}{24})], \dots |X| < 1.57 \quad (\text{補3-1})$$

$$= F[5.0 \times 10^{-9}], \dots |X| > 1.57$$

ここで、

$$X = \frac{(r - 50400)}{\text{PER}} \times 2\pi \text{ (rad)} \quad (\text{補3-2})$$

$$F = 1.0 + 16.0[0.53 - E]^2 \quad (\text{補3-3})$$

$$\text{AMP} = \sum_{m=0}^3 \alpha_m \phi_m^n, \dots \text{AMP} > 0 \text{ (sec)} \quad (\text{補3-4})$$

$$= 0, \dots \text{AMP} < 0$$

$$\text{PER} = \sum_{m=0}^3 \beta_m \phi_m^n, \dots \text{PER} > 72,000 \text{ (sec)} \quad (\text{補3-5})$$

$$= 0, \dots \text{PER} < 72,000$$

なお、 α_n 、 β_n ($n=0, 1, 2, 3$) は航法メッセージに含まれるパラメータである。他の諸量として、

$$\phi_m = \phi_j + 0.064 \cos(\lambda_j - 1617) \text{ (semi-circles)} \quad (\text{補3-6})$$

$$\lambda_j = \lambda_n + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_j} \text{ (semi-circles)} \quad (\text{補3-7})$$

$$\phi_j = \phi_n + \psi \cos A \text{ (semi-circles)}, \dots | \phi_j | < 0.416 \quad (\text{補3-8})$$

$$= +0.416, \dots \phi_j > 0.416$$

$$= -0.416, \dots \phi_j < -0.416$$

$$\psi = \frac{0.0137}{E+0.11} - 0.022 \text{ (semi-circles)} \quad (\text{補3-9})$$

ただし、 E はユーザから見たGPS衛星の仰角、 A は方位角、 ϕ_0 はユーザの測地学的緯度、 λ_0 は測地学的経度で、それぞれ単位は semi-circles である。また、

$$t = 432 \times 10^4 \lambda_0 + \text{GPS time (sec)} \quad (\text{補3-10})$$

であり、ここで GPS time とは、GPS データの取得時刻である。

対流圏遅延は以下によりモデル化される [25]。

マイクロ波が大気中を伝播する際、空気中屈折し伝播経路長が変化する。これが対流圏遅延と呼ばれるものである。30GHzより低い周波数のマイクロ波に対して、空気の屈折率を表す n は E. K. Smith Jr. と S. Weintraub より、

$$n-1 = (77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{e}{T^2}) \times 10^{-6} \quad (\text{補3-11})$$

と与えられている。ここで P と e は mbar 単位で表した気圧及び水蒸気の分圧、 T は温度でケルビン単位で表されている。上式のうち、右辺第1項は気圧と気温のみに依存する項であるからドライ項、第2項は水蒸気分圧に依存するからウェット項と呼ぶ。これをもとに、J. Saastamoinen [27] は1973年に実際のマイクロ波の伝搬遅延を、天頂方向(仰角 90°)についてそれぞれ以下のように表した。

$$d_{dry} = \frac{0.2277P}{1-0.0026\cos(2L)-0.00028h} \text{ (cm)} \quad (\text{補3-12})$$

$$d_{wet} = \frac{0.2277e(0.05+1225/T)}{1-0.0026\cos(2L)-0.00028h} \text{ (cm)} \quad (\text{補3-13})$$

ここで、 L は緯度、 h は高度 (km) である。

この値を、任意の仰角のGPS衛星に適用するためのマッピング関数として以下の式が提唱されている。

$$M = \frac{1}{\sin(\epsilon) + a / (\tan(\epsilon) + b / (\sin(\epsilon) + c))} \quad (\text{補3-14})$$

ここで、 eI はユーザから見たGPS衛星の仰角である。パラメータ a 、 b 、 c としては、Davis らが1985年にCIA-2.2のマッピング関数と称して以下の式を与えている[26]。

$$\begin{aligned} a &= 0.001185[1 + 0.6071 \times 10^{-4}(P - 1000) - 0.1471 \times 10^{-3}e \\ &\quad + 0.3072 \times 10^{-2}(T - 29315)] \\ b &= 0.001144[1 + 0.1164 \times 10^{-4}(P - 1000) - 0.2795 \times 10^{-3}e \\ &\quad + 0.3109 \times 10^{-2}(T - 29315)] \\ c &= 0.0090 \end{aligned} \quad (\text{補3-15})$$

以上をまとめて、任意の仰角のGPS衛星に対する対流圏遅延は、以下の式で表される。

$$d_{\text{trop}} = M(d_{\text{dry}} + d_{\text{wet}}) \quad (\text{補3-16})$$

上式で使用する気圧、温度、水蒸気分圧はユーザの高度により変化する。本研究では、以下の式でモデル化した。

水蒸気分圧

$$e = e_0 \cdot \exp(-(h - h_0) / H_e) \quad (\text{補3-17})$$

ここで、 e_0 は地表での水蒸気分圧(mbar)、 h_0 は地表高度(km)、 H_e はスケール高度でその値は2.7 kmである。

温度

$$T = T_0 - \alpha(h - h_0) \quad (\text{補3-18})$$

ここで、 T_0 は地表での温度(K)、 α は温度勾配でその値は6.0 K/kmである。

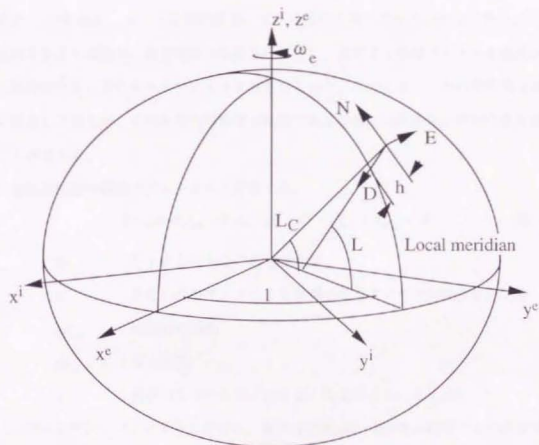
気圧

$$P = P_0 \cdot \exp(-(h - h_0) / H_p) \quad (\text{補3-19})$$

ここで、 P_0 は地表での気圧(mbar)、 H_p はスケール高度でその値は7.0 kmである。

補随 4. INS座標系の定義

本論文で使用したINSに関する座標系を以下に図示する。



ここで、

(x^e, y^e, z^e)	地球中心地球固定座標系 (WGS 84)
(x^i, y^i, z^i)	慣性座標系
(N, E, D)	航法座標系
L_C	地心緯度
L	地理的緯度
l	経度
ω_e	自転速度

である。

補随5. キネマティックGPS航法アルゴリズム

GPSの観測量の一つである搬送波位相を用いる位相干渉測位では、地上に固定した2つの受信機間の基線ベクトルを数cmの精度を決定できる。搬送波位相の観測ノイズが3~10mmと、コード位相の観測ノイズに比べて極めて小さいからである。この位相干渉法を自動車、航空機等の移動体に応用し、変化する基線ベクトルを順次決定し相対測位する方法をキネマティックGPSという。このとき、一方の受信機は地上に固定しておくが、その絶対位置座標が既知である場合には移動体の絶対位置を得ることができる。

搬送波位相の観測モデルを次式で定義する。

$$\Phi = \rho + d\rho_{\text{eph}} + d\rho_{\text{sa}} + dt - dT - d_{\text{ion}} + d_{\text{trop}} + \lambda N \quad (\text{補5-1})$$

- Φ : L1またはL2の搬送波位相
 ρ : 衛星の送信アンテナと受信機の受信アンテナの幾何学的距離
 $d\rho_{\text{eph}}$: 放送暦の誤差
 $d\rho_{\text{sa}}$: SA誤差
 λ : 波長 (L1 = 19.0cm, L2 = 24.4cm)

ここで N はアンビギュイティと呼ばれ、搬送波位相は0~360度の範囲でしか計測できないために観測に含まれる未知の整数である。そのため、コード位相に比べて一つの観測データに対し未知数が一つ増加する。静止測量ではアンビギュイティを解くために30分~数時間の観測時間を要する。観測時間は衛星数、基線長に依存する。同様に、キネマティックGPSでもアンビギュイティを静止、あるいは移動中に解く必要がある。移動中にアンビギュイティを解くことは Ambiguity Resolution On the Fly、通常 OTF (On-the-Fly) と呼ばれ現在精力的に研究されている。OTF についてはあとで定式化する。

キネマティックGPSでは高精度測位のために、観測データの差分をとって(補5-1)式に含まれる種々の誤差を消去、あるいは減少させる方法がとられる。まず、同一の衛星に対する2つの受信機の観測データの差をとる。これを一重差 (Single

Difference) と呼び、衛星のクロック誤差を消去することができる。ただしノイズは元の観測ノイズの $\sqrt{2}$ 倍となる。

$$\Delta\Phi = \Delta\rho + \Delta d\rho + \Delta dt - \Delta d_{\text{iono}} + \Delta d_{\text{trop}} + \Delta N \quad (\text{補5-2})$$

S A 誤差は、衛星時計に付加する誤差と放送層に付加する誤差に分けられるが、前者は一重差によって消去できる。(補5-2)式では、放送層に付加された S A 誤差と、もとの放送層誤差 (Δd_{trop}) をあわせて $\Delta d\rho$ とする。

次に、異なる衛星に対する一重差の差をとる。これを二重差と呼び、さらに受信機のクロック誤差を消去できる。ノイズは元の観測ノイズの2倍である。

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d\rho - \nabla\Delta d_{\text{iono}} + \nabla\Delta d_{\text{trop}} + \nabla\Delta N \quad (\text{補5-3})$$

また、L1/L2の2周波受信機では、L1搬送波とL2搬送波の線形結合を合成することにより、基線長距離とは無関係に電離層遅延を除去した信号を得ることができる。

$$\begin{aligned} \nabla\Delta\Phi_0 &= \frac{1}{f_1^2 - f_2^2} (f_1^2 \nabla\Delta\Phi_1 - f_2^2 \nabla\Delta\Phi_2) \\ &= \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d\rho + \nabla\Delta d_{\text{trop}} + \frac{c}{f_1^2 - f_2^2} (f_1 \nabla\Delta N_1 - f_2 \nabla\Delta N_2) \end{aligned} \quad (\text{補5-4})$$

f_1, f_2 はそれぞれ、L1、L2の中心周波数である。これを、電離層フリー信号と呼ぶ。

$\nabla\Delta d\rho$ は、ノミナルな衛星の軌道誤差が20 mであれば、基線長の1 ppmである。また、 $\nabla\Delta d_{\text{trop}}$ は基線長が10~20 kmならば無視できると考えられるので、短い基線長の場合には、

$$\nabla\Delta\Phi_0 = \nabla\Delta\rho + \frac{c}{f_1^2 - f_2^2} (f_1 \nabla\Delta N_1 - f_2 \nabla\Delta N_2) \quad (\text{補5-5})$$

を観測モデルとして測位計算を行う。このようにキネマティックGPSでは、二重差及び二波の線形結合によって誤差のほとんどを除去しており、かつアンビギュイティを正確に決定できれば、誤差十数 cm の精度の測位が実現できる。

アンビギュイティを正確に決めるための OTF アルゴリズムは、L1/L2 の搬送波位相の線形結合と搬送波によって平滑化したコード位相を利用する方法と、アンビギュイティは整数であるという性質を利用して、あるア・プリオリなアンビギュイティのまわりで十分な数の解の候補をサーチし、最小二乗法によって最適解を得る方法が主流となっている。ここでは特に初めの方法について述べる。なお、以下では観測量はすべて二重差（個々に $\nabla\Delta$ は付けない）とする。

L1 と L2 の搬送波の線形結合により、次の信号を合成する。

$$\Phi_w = \left(\frac{\Phi_1}{\lambda_1} - \frac{\Phi_2}{\lambda_2} \right) \lambda_w = \rho + I + \lambda_w N_w \quad (\text{補5-6})$$

これをワイドレーンと呼ぶ。 λ_w は 86.2 cm である。 $N_w = N_1 - N_2$ はワイドレーンのアンビギュイティである。また、 I は電離層遅延量に比例する量である。また、搬送波位相のナローレーンは次式で定義される。 λ_N は 10.7 cm で、 $N_N = N_1 + N_2$ はナローレーンのアンビギュイティである。

$$\Phi_N = \left(\frac{\Phi_1}{\lambda_1} + \frac{\Phi_2}{\lambda_2} \right) \lambda_N = \rho - I + \lambda_N N_N \quad (\text{補5-7})$$

一方コード位相の線形結合により、次の信号を合成する。

$$PR_N = \left(\frac{PR_1}{\lambda_1} + \frac{PR_2}{\lambda_2} \right) \lambda_N = \rho + I \quad (\text{補5-8})$$

このとき、コード位相は搬送波によってスムージングしておくことが重要である。

(補5-6)式と(補5-8)式の辺々を引けば、電離層遅延量が消去され、

$$\Phi_w - PR_N = \lambda_w N_w \quad (\text{補5-9})$$

より、ノイズが小さければ直ちにワイドレーンのアンビギュイティを決定できる。

次に、搬送波位相のワイドレーンとナローレーンより、電離層遅延量とアンビギュイティのみ含む信号が得られる。

$$\Phi_I = \Phi_N - \Phi_w = -2I + \lambda_N N_N - \lambda_w N_w \quad (\text{補5-10})$$

これを電離層信号という。上式で、ワイドレーンのアンビギュイティが正確に解けて

いる場合、電離層遅延量及びノイズが小さくければ、 N_N はただちに決定できる。その際 N_w と N_N の奇偶は一致するのでナローレーンの実効波長は $2\lambda_{N^*} = 21.4\text{cm}$ となる。従って、(補5-10)式の変動が λ_N 以内であれば N_N が決定できる。

OTF は、アンビギュイティが整数であることを利用して高精度に航法を行うための技術である。例えば、(補5-3)式で $\nabla\Delta d_{\text{max}}$ 、 $\nabla\Delta d_{\text{mp}}$ が半波長を越えるならば、これらを高精度にモデル化できない限りアンビギュイティを整数に固定することはできない。従って OTF は、現状では基線長が10-20 kmが限界と考えている。さらに航空機の場合には、高度も考慮する必要がある。

補随6. 精度解析の宇宙分野への応用 -ランデブドッキングDGPS-

ランデブドッキングを行う2機の宇宙機の相対位置、相対速度を精度よく決定することは非常に重要である。ここでは、DGPSの技術を応用した、ランデブドッキングのための相対航法システムを提案し、第3章で定式化した精度解析アルゴリズムに基づきそのフィジビリティを評価する。

GPSは、2機の宇宙機(チェイサとターゲット)が互いに遠く離れているところから、最終接近してドッキングするまで継続的に航法データを出力できるのでランデブドッキングの航法としては適当である。しかも、DGPSによる相対航法ではGPSのシステム誤差が除去されて航法精度が向上する。本項では、このDGPS航法にシュードレンジ・データではなく、搬送波位相データを使用したアルゴリズムを提案し、システム性能の評価を行う。

搬送波位相データはシュードレンジに比べ精度が約百倍向上しており、相対航法にこれが使用できれば性能の大幅な向上が予想される。しかし、搬送波位相にはアンビギュイティと呼ばれる波長の整数倍分の未知量が含まれている。実時間の航法でこれをどう解くかが問題になるわけだが、実はランデブドッキングを行う2機の宇宙機の相対航法では、測量などで行われている手法が適用できる。

地上でGPSの搬送波位相を利用して測量を行う場合、アンビギュイティは長時間同一の衛星の位相データを連続に観測して、そのデータの差分を取ることで除去している。これは、アンビギュイティが連続受信中は一定であるという性質を利用している。この方法により航法を行う場合、次の2つの条件が必要である。すなわち、①差分データで航法を行うのでその間、ユーザは静止していなければならない、②可観測性を得るために、その間GPS衛星までの視線ベクトルが大きく変化しなければならない。長時間静止して位置を求める測量の場合、上記の2つの条件は満たされていることは容易に分かるが、ランデブドッキングの相対航法の場合にはどうか。

ランデブドッキングの相対航法の場合、2番目の条件は地上よりも満足しやすい。

これは、人工衛星の場合、高速で地球を周回しているのでユーザーからGPS衛星までの視線ベクトルが速く変化するからである。可観測性を示す指標としてここでRDOPを導入する。RDOPは、搬送波位相の差分データから航法を行った場合の精度を示す指標で、小さいほど精度がよい。定義を以下に示す。

$$RDOP = \sqrt{\text{Trace}(H^T H)^{-1}} \quad (\text{補6-1})$$

$$H = \begin{pmatrix} \{(u_1^i - u_0^i) - (u_1^j - u_0^j)\}^T - \{(u_1^e - u_0^e) - (u_1^c - u_0^c)\}^T \\ \{(u_1^i - u_0^i) - (u_1^j - u_0^j)\}^T - \{(u_1^f - u_0^f) - (u_1^g - u_0^g)\}^T \\ \{(u_1^i - u_0^i) - (u_1^j - u_0^j)\}^T - \{(u_1^k - u_0^k) - (u_1^l - u_0^l)\}^T \end{pmatrix} \quad (\text{補6-2})$$

u_0^i は、 n 番目のGPS受信機から i 番目のGPS衛星への視線ベクトル、 u_1^i は、同じ視線ベクトルで航法の終了時間での値である。これを地上の場合と宇宙空間の場合でプロットすると図 補6-1 のようになる。地上では、RDOPの値が小さくなるのに1時間程度必要であるのに対して、宇宙空間では数分で可観測性が出ている。したがって、搬送波の差分データを用いる方法でも、数分で相対航法が収束し、それ以降高精度の航法ができる。

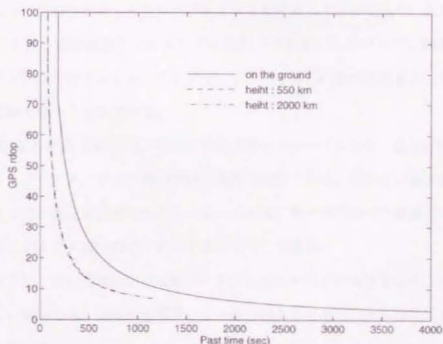


図 補6-1 アンビギュイティも含めた相対位置の可観測性

可観測性が得られ航法が収束するまでの数分間、ユーザが静止した状態を作ることができれば条件④が満たされ、ランデブドッキングの相対航法としてこのアルゴリズムが使用できる。もちろん人工衛星は高速で移動しているが、ターゲットから見たチェイサの相対位置という視点で見ればその運動は非常にゆっくりとしており、しかもヒルの方程式と呼ばれるよく知られた微分方程式で表現できる。

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2\omega\dot{y} &= F_x / m \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 y &= F_y / m \\ \ddot{z} + \omega^2 z &= F_z / m\end{aligned}\quad (\text{補6-3})$$

ここで F は衛星にかかる外力、 m は衛星質量である。これを基準軌道として、外乱力によりこのまわりでチェイサが動く分を推定する相対航法を考えれば、可観測性が得られる数分間の間、ほぼ静止した状態とみなせる。ランデブドッキングのための相対航法ではこのようにして、搬送波位相を用いてアンビギュイティを推定しながら、実時間の航法を行うことができる。

ここでは、(補6-3)式でそのダイナミクスを定義された基準軌道のまわりの位置誤差を航法状態量において、第3章で述べた手法でその推定精度予測を行った。この場合、ヒルの方程式が複合航法におけるINSの代わりとなっており、基本的にはDGPS/INS複合航法とアルゴリズムは同一である。したがって、観測量としてシュードレンジを使うことも、アンビギュイティをさらに航法状態量として追加し、搬送波位相を使うこともできる。

図補6-2及び図補6-3は、それぞれ観測量をシュードレンジ、搬送波位相としたときのチェイサ/ターゲット間の相対位置推定精度である。明らかに搬送波位相を観測量とする方が推定精度が向上している。これは、第4章で述べた搬送波位相DGPS/INSにより、航法精度が向上するのと同じである。

このように、宇宙空間における航法のように地上ではその精度をなかなか検証するのが難しい場合でも、理論精度解析により航法精度を予測し、アルゴリズムの改良を行うことができる。

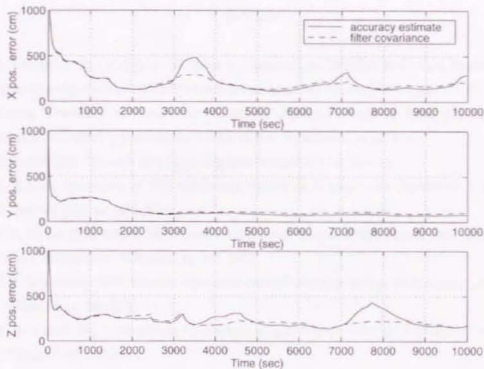


図 補6-2 シュードレンジによる相対航法精度 (位置誤差)

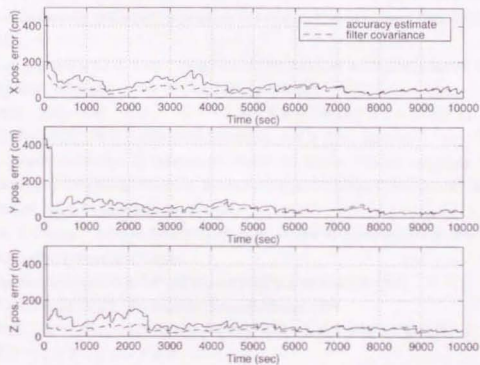


図 補6-3 搬送波位相による相対航法精度 (位置誤差)

参考文献

- [1] T. Upadhyay, S. Cotterill, A. W. Deaton, "Autonomous GPS/INS Navigation Experiment for Space Transfer Vehicle", IEEE Transactions on AES, Vol. 29, No.3, 1993, pp. 772-785.
- [2] Special Committee on Future Air Navigation Systems (Phase II) Third Meeting Report (FANS(II)/3-WP/87), International Civil Aviation Organization, April 1992.
- [3] ICD-GPS-200, "Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface"
- [4] D. B. Cox, "Integration of GPS with Inertial Navigation Systems", NAVIGATION, Vol. 25, No. 2, Summer 1978, pp. 236-245.
- [5] K.A. Myers, R. R. Butler, "Simulation Results for an Integrated GPS/Inertial Aircraft Navigation System", NAECON '76 Record, pp. 841-848.
- [6] A. J. Brockstein, "GPS Kalman Augmented Inertial Navigation System Performance", NAECON '76 Record, pp. 864-871.
- [7] R. W. Carrol, W. A. Mickelson, "Velocity Aiding of Non-Coherent GPS Receiver", NAECON '77 Record, pp. 311-318.
- [8] N. B. Hemesath, "Performance Enhancements of GPS User Equipment", Global Positioning System, Vol. 1, Institute of Navigation, Washington, D. C.
- [9] T. Tanabe and M. Harigae, "New Integration Scheme of GPS-INS Hybrid Navigation System for Maneuvering Spacecraft", Proceedings of Automatic Control in Space 1985, 1986, pp. 211-217.
- [10] D.A. Tazartes and J.G. Mark, "Integration of GPS Receivers into Existing Inertial Navigation Systems", Proceedings of ION GPS-87, 1987, pp. 176-183.
- [11] 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回研究発表会前編集、1995年、pp.11-20.
- [12] L. Vallot, A. Snyder, B. Schipper, N. Parker, C. Spitzer, "Design and Flight Test of a Differential GPS/Inertial Navigation System for Approach/Landig Guidance", NAVIGATION, Vol. 38, No. 2, Summer 1991, pp. 103-122.
- [13] M. E. Cannon, "Airborne GPS/INS with an Application to Aerotriangulation", Ph. D Thesis, April 1991, University of Calgary.
- [14] NovAtel Communications Ltd., GPSCard PowerPak User Manual, 1994.
- [15] TOPCON, GP-R1DY GPS Receiver Operation Manual, 1994.
- [16] 松島 弘一、他、「M L S等航法系飛行実験—平成2年度の実験概要—」、NAL TR-1175、1992年
- [17] 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)の観測と評価解析」、NAL TR-1105、1991年
- [18] S. Malys and J. Slater, "Maintenance and Enhancement of the World Geodetic System 1984".

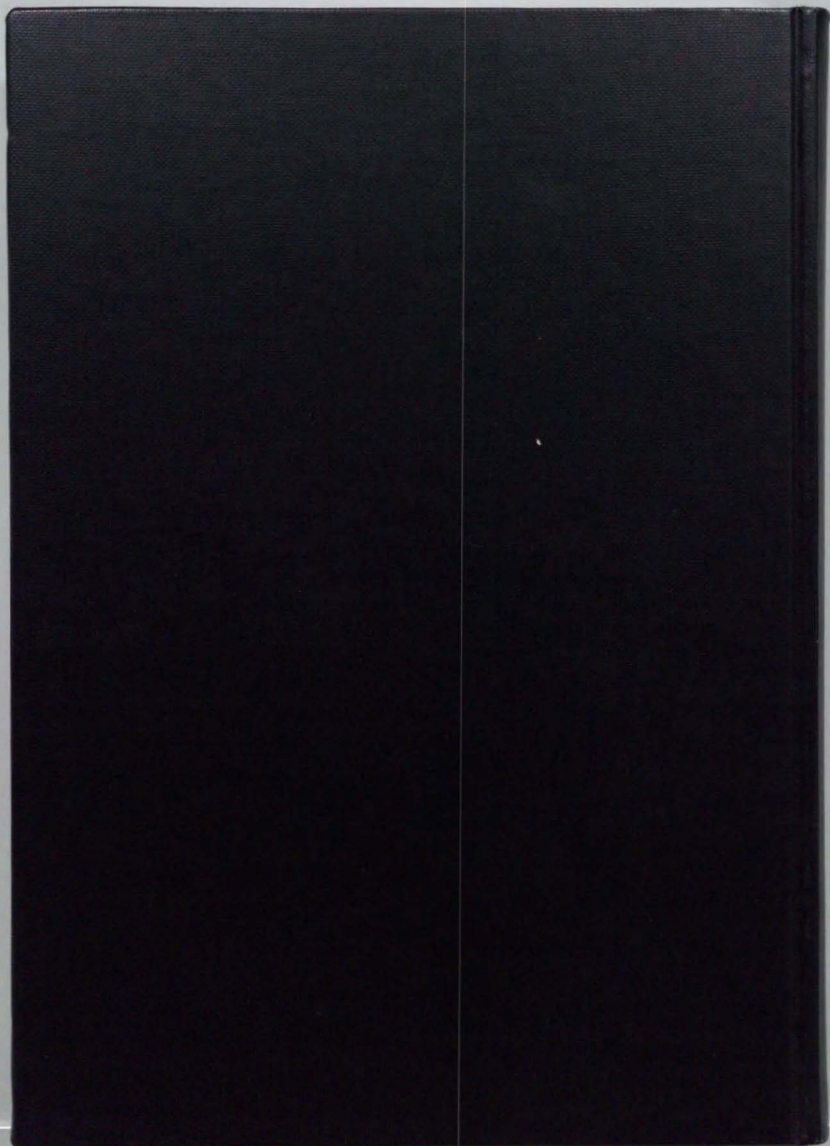
Proceedings of ION GPS-94, 1994, pp. 17-24.

- [19] J. Kouba and J. Popelar, "Modern geodetic reference frames for precise satellite positioning and navigation", International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation (KIS94), 1994, pp. 79-86.
- [20] J.A. Klobuchar, "Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users", IEEE transactions on AES, vol. 23, No. 3, May 1987, pp. 325-331.
- [21] W.A. Feess and S.G. Stephens, "Evaluation of GPS Ionospheric Time-Delay Model", IEEE transactions on AES, vol. 23, No. 3, May 1987, pp. 332-338.
- [22] J.A. Klobuchar, et. al., "Potential Ionospheric Limitations to GPS Wide-Area Augmentation System (WAAS)", NAVIGATION, vol. 42, No. 2, Summer 1995, pp. 353-370.
- [23] D.S. Coco and S.R. Clynch, "Variability of GPS Satellite Differential Group Delay Biases", IEEE transactions on AES, vol. 27, No. 6, May 1991, pp. 932-938.
- [24] V. Ashkenazi, et. al., "Wide-Area Differential GPS: A Performance Study", NAVIGATION, vol. 40, No. 3, Fall 1993, pp. 297-319.
- [25] 日本測地学会編者, 「GPS-人工衛星による精密測位システム- (新訂版)」、1989年
- [26] Department of Earth, Atmospheric and Planetary Sciences, MIT, "Documentation for the GAMIT GPS Analysis Software", Release 9.40, November 1995.
- [27] J. Saastamoinen, "Atmospheric Correction for the Tropospheric and Stratosphere in Radio Ranging of Satellites", in the Use of Artificial satellites for Geodesy, Geophys. Monogr. Ser., vol. 15, 1972, pp. 247-251.
- [28] 藤本 真克, 「GPSによる時刻同期」、計測自動制御学会誌「計測と制御」、vol. 27, No. 7, 1988, pp. 47-52.
- [29] 村田 正秋、張替 正敏, 「GPSの基礎と航空航法への応用」、計測自動制御学会誌「計測と制御」、vol. 33, No. 5, 1994, pp. 406-414.
- [30] 村田 正秋、張替 正敏, 「GPSの基礎と航空航法への応用を終えて—GPS応用の動向—」、計測自動制御学会誌「計測と制御」、vol. 34, No. 2, 1995, pp. 147-153.
- [31] B.W. Remondi, "Global Positioning System Carrier Phase : Description and Use", Bulletin Geodesique 59, pp. 361-377.
- [32] 張替 正敏、他, 「GPSによる軌道再突入実験機 (OREX) の軌道決定」、N A L T R - 1 2 8 0、1995年
- [33] P. Loomis, et. al., "Correction Algorithms for Differential GPS Reference Stations", NAVIGATION, vol. 36, No. 2, Summer 1989, pp. 179-193.
- [34] R. Kalafas, et. al., "Special Committee 104 Recommendations for Differential GPS Service", NAVIGATION, vol. 33, No. 1, Spring 1986, pp. 26-41.
- [35] K. R. Britting, Inertial Navigation Systems Analysis, John Eiley & Sons, Inc. 1971.

- [36] J.E. Bortz, "A New Concept in Strapdown Inertial Navigation", NASA TR R-329, 1970.
- [37] J.M. Slater, Inertial Navigation Analysis and Design, McGRAW-HILL, 1964.
- [38] A. Gelb, Applied Optimal Estimation, The M.I.T. Press, 1974.
- [39] J.L. Farrell, Integrated Aircraft Navigation, Academic Press, 1976.
- [40] G. Kanning, et. al., "Development and Evaluation of a Kalman-Fileter Algorithm for Terminal Area Navigation Using Sensors of Moderate Accuracy", NASA TP-2035, 1983.
- [41] G.L. Thornton and G.J. Bierman, "Gram-Schmidt Algorithms for Covariance Propagation", *Int. J. Control*, vol. 25, No. 2, 1977, pp. 243-260.
- [42] G.J. Bierman, "Measurement Updating Using the U-D Factorization", *Automatica*, vol. 12, pp. 375-382.
- [43] B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 164, 1996.
- [44] G.T. Kremer, et. al., "The Effect of Selective Availability on Differential GPS Corrections", *NAVIGATION*, vol. 37, No.1, Spring 1990, pp. 39-52.
- [45] B. Townsend and P. Fenton, "A Practical Approach to the Reduction of Pseudorange Multipath Errors in a L1 GPS Receiver", *Proceedings of ION GPS-94, 1994*, pp.143-148.
- [46] P. Fenton, et. al., "NovAtel's GPS Receiver: The High Performance OEM Sensor of the Future", *Proceedings of the 4th International Technical Meeting, 1991*.
- [47] A.V. Dierendonck, et. al., "Theory and Performance of Narrow Correlator Spacing in a GPS Receiver", *NAVIGATION*, vol. 39, No. 3, Fall 1993, pp. 265-283.
- [48] J.J. Spilker, Jr., "GPS Signal Structure and Performance Characteristics", *NAVIGATION*, vol. 25, No. 2, Summer 1978, pp. 121-146.
- [49] RTCM Special Committee No.104, RTCM RECOMMENDED STANDARDS FOR DIFFERENTIAL NAVSTAR GPS SERVICE, Version 2.0, January 1990.
- [50] M. Harigae, et. al., "Aircraft Positioning with GPS Carrier Phase Measurement", *Proceedings of ASCC, 1994*, pp. 133-136.
- [51] Harigae, et. al., "Flight Experiment Results for Aircraft Position with Carrier Phases", *Proceedings of ION GPS-94*, pp. 1519-1526.
- [52] 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.
- [53] 張替 正敏, 「DGPS/INS複合航法システムの理論精度解析」, 第13回誘導制御シンポジウム, 1996年, pp. 57-64.
- [54] C.E. Cohen, et. al., "Flight Tests of Attitude Determination Using GPS Compared Against an Inertial Navigation Unit", *NAVIGATION*, vol. 41, No. 1, Spring 1994, pp.83-97.
- [55] M.E. Cannon, et. al., "Assesment of a Non-Dedicated GPS Receiver System for Precise

- Airborne Attitude Determination", Proceedings of ION GPS-95, 1995, pp. 645-654.
- [56] E.G. Lightsey, et. al., "Application of GPS Attitude Determination to Gravity Gradient Stabilized Spacecraft", AIAA-93-3788-CP, 1993.
- [57] M. Martin-Neira, et. al., "Attitude Determination with GPS: Experimental Results", IEEE AES Magazine, September 1990, pp. 24-29.
- [58] J. Arnold Soltz, "Attitude Determination of a Rotating Body Using INS and GPS Data", AIAA-94-3676-CP, 1994, pp. 1223-1233.
- [59] J.J. Spilker, *Digital Communications by Satellite*, Prentice Hall, 1977.
- [60] C.E. Cohen, et. al., "Real-Time Flight Testing Using Integrity Beacons for GPS Category III Precision Landing", NAVIGATION, vol. 41, No. 2, Summer 1994, pp. 145-157.
- [61] G. Lachapelle, et. al., "High-Precision GPS Navigation with Emphasis on Carrier-Phase Ambiguity Resolution", Marine Geodesy, vol. 15, 1992, pp. 253-269.
- [62] M.E. Cannon and G. Lachapelle, "Analysis of a High-Performance C/A-Code GPS receiver in Kinematic Mode", NAVIGATION, vol. 39, No. 3, Fall 1992, pp. 285-300.
- [63] B.S. Pervan, et. al., "Integrity Monitoring for Precision Approach Using Kinematic GPS and a Ground-Based Pseudolite", NAVIGATION, vol. 41, No. 2, Summer 1994, pp. 159-173.
- [64] R. Hatch, "Instantaneous Ambiguity Resolution", Proceedings of KIS Symposium 1990, pp. 1-12.
- [65] G. Seeber and G. Wubbena, "Kinematic Positioning with Carrier Phases and "On the Way" Ambiguity Solution", Proceedings of 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, 1989.
- [66] B. Falkenberg, et. al., "Precise Real-Time Kinematic Differential GPS Using a Cellular Radio Modem", IEEE Position Location and Navigation Symposium, PLANS92, 1992.
- [67] G. Lachapelle, et. al., "Ambiguity Resolution On-the-Fly - A Comparison of P Code and High Performance C/A Code Receiver Technologies", Proceedings of ION GPS-92, 1992, pp. 1025-1032.
- [68] G. Lachapelle, et. al., "A Comparison of the FASF and Least-Squares Search Algorithms for on-the-Fly Ambiguity Resolution", NAVIGATION, vol. 42, No. 2, Summer 1995, pp. 371-390.
- [69] M. Murata, et. al., "A GPS Sureveying Method Applid to Terminal Area Navigation Flight Experiments", NAL TR-1994T, March 1993.
- [70] J. Kelly and J.M. Davis, "Required Navigation Performance (RNP) for Precision Approach and Landing with GNSS Application", NAVIGATION, Vol. 41, No. 1, Spring 1994, pp. 1-30.
- [71] S.V. Rowson, et. al., "Performance of Category IIIB Automatic Landings Using C/A-Code Tracking Differential GPS", NAVIGATION, Vol. 41, No. 2, Summer 1994, pp. 127-143.
- [72] M. Harigae, et. al., "Flight Evaluation of the DGPS-INS Hybrid Navigation System for Category III Automatic Landing", Advances in Astronautical Sciences, Vol. 91, AAS 95-622, 1995, pp. 771-785.

- [73] 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.
- [74] 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.
- [75] 張替 正敏、他、「自動着陸のためのDGPS/INS複合航法システム-カテゴリーIIIを目指して-」、第33回飛行機シンポジウム、1995年、pp.669-672.
- [76] R. Braff, et. al., "FAA's Cat III Feasibility Program: Status and Accomplishments", Proceedings of ION GPS-95, 1995, pp. 773-780.
- [77] M. Harigae, et. al. "GPS Relative Navigation System Using Carrier Phases for Rendezvous and Docking", Proceedings of ISTS 94, ISTS 94-c-26, 1994, pp. 325-330.
- [78] T. Tanabe and M. Harigae, "Experimental Validation of GPS-INS-STAR Hybrid Navigation System for Space Autonomy", Acta Astronautica, Vol. 21, No. 5, pp.295-308, 1990.
- [79] T. Tanabe, M. Harigae and H. Koyama, "Autonomous GPS-INS-STAR integrated navigation system concept for maneuvering spacecraft", Proceedings of 35th IAF Congress, IAF-84-375, 1984.
- [80] T. Tanabe et. al., "GPS-INS-STAR : a navigation system for the era of space autonomy", Proceedings of 16th ISTS, 1988.
- [81] M. Harigae and T. Tanabe, "The Theoretical and Experimental Validation of the GPS-INS-STAR Hybrid Navigation Concept", Proceedings of 11th IFAC symposium on space, 1989.
- [82] H. G. Jacob, "In-Air Alignment of Laser Navigation Systems with nonlinear Observation an DGPS", Proceedings on DGPS'91 Symposium Braunschweig, 1991.
- [83] S. Vieweg and B. Tiemeyer, "Modelling and Calibration of DSNS and Inertial Sensors in an Integrated Navigation System", Proceedings on DGPS'93 Symposium Amsterdam, 1993.
- [84] J. Meyer and H. Harder, "Application of INS/GPS Systems Integration to Increase Performance of Automatic Landing Systems", Proceedings of ION GPS-95, 1995.
- [85] G. W. Hein and M. M. Ertel, "High-Precision Aircraft Navigation Using DGPS/INS Integration", Proceedings of DSNS '93 Amsterdam, 1993.





Kodak Color Control Patches

Blue Cyan Green Yellow Red Magenta White 3Color Black

Kodak Gray Scale

A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19

C Y M

© Kodak, 2007 TM Kodak