

ISSN 1347-4588
UDC 527.62
629.735.45
629.783
629.7.058

独立行政法人
航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1460

実験用ヘリコプタ搭載 DGPS の測位精度等評価飛行実験

又 吉 直 樹 ・ 奥 野 善 則 ・ 井之口 浜 木

2003 年 5 月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

目 次

概要	1
略号	2
1. はじめに	2
2. MuPAL- ε 搭載 DGPS システム	4
2.1 DGPSシステム	4
2.2 アンテナの搭載位置	5
2.3 実験システム全体	5
3. 測位精度の評価方法	7
3.1 概要	7
3.2 KGPS解との比較	7
3.3 レーザ・トラッカによるKGPS解の検証	7
3.4 飛行実験方法	8
4. 結果と考察	8
4.1 測位精度評価結果	8
(1) 平均精度	8
(2) PDOPの影響	10
(3) 地上局からの距離（基線長）の影響	11
(4) 飛行高度の影響	12
(5) 飛行速度の影響	13
(6) 測位精度の時間変動	13
(7) 補正信号が一時的に途切れた場合の精度変化	13
(8) 計測システムの時間遅れによる影響	13
4.2 受信障害等	14
(1) マルチパスによる影響	14
(2) 電波遮蔽による影響	15
4.3 海保地上局補正信号の受信可能空域	16
5. おわりに	17
謝辞	18
文献	18
付録 1. WGS84座標系から局所水平座標系への座標変換	19
付録 2. KGPS測位解とレーザ・トラッカ計測結果の比較に必要な処理	19
付録 3. レーザ・トラッカの方位角誤差	20

実験用ヘリコプタ搭載 DGPS の測位精度等評価飛行実験*

又 吉 直 樹*¹, 奥 野 善 則*¹, 井之口 浜 木*¹

Flight Test Evaluation of DGPS Installed on NAL's Research Helicopter MuPAL-ε *

Naoki Matayoshi *¹, Yoshinori Okuno *¹, Hamaki Inokuchi *¹

ABSTRACT

This paper presents the results of flight test evaluation of the DGPS (Differential Global Positioning System) installed on the MuPAL-ε research helicopter of the National Aerospace Laboratory of Japan (NAL). This system provides accurate aircraft position data, whose specification is 1m horizontally (1σ). Two different sources of DGPS correction data can be selected: NAL's GPS ground station via a UHF telemetry system, or a medium frequency radio beacon signal from the GPS ground stations operated by the Japan Coast Guard (JCG), which are originally designed for ships' navigation. Since 27 JCG stations provide coverage all around the coast of Japan, no additional ground facilities are required except when operating in mountainous areas. Off-line kinematic GPS (KGPS) data and a laser tracker system were used to provide reference data to verify the DGPS positioning accuracy. The following results were obtained: 1) The DGPS positioning accuracy using NAL's GPS ground station is 0.4m horizontally and 0.9m vertically (95%) in steady flight conditions. 2) The influences of the following parameters on the positioning accuracy were clarified: PDOP (Position Dilution of Precision), flight altitude, flight speed, and baseline length. 3) The JCG DGPS stations were found to be useful for helicopter navigation because their correction signals were received stably throughout the flights and the positioning accuracy is much the same as that of the NAL's ground station. 4) Multi-path receptions are caused by the obstacles around the MuPAL-ε's GPS antenna such as a main rotor and engines, which degrades the pseudo-range accuracy by 1.0-1.5 m. Signals from low elevation GPS satellites are even blocked by these obstacles especially during a turning flight.

Keywords: Helicopter, Flight Test, Differential GPS, Kinematic GPS, Laser Tracker

概 要

独立行政法人航空宇宙技術研究所の実験用ヘリコプタ MuPAL-εには、機体位置情報を含む慣性データを計測するためのセンサとしてDGPS/INS（ディファレンシャルGPSと慣性航法装置を複合化したもの）が搭載されている。このDGPSの測位精度をより高精度なKGPS（キネマティックGPS）及びレーザ・トラッカによる計測結果との比較によって評価した。DGPSの補正情報として当所の所有する地上局を用いた場合の測位精度（95%確率値）は、水平面内0.4m、鉛直面内0.9mであった。海上保安庁が全国で運用する中波ビーコン局のDGPS補正信号を利用した場合の測位精度や受信安定性についても併せて評価を行った。さらにPDOP（GPS衛星の配置条件を表す指標）、飛行高度及び速度、DGPS地上局からの距離等

* 平成14年5月24日受付 (received 24 May, 2002)

*¹ 飛行システム研究センター (Flight Systems Research Center)

の条件が測位精度に及ぼす影響についても明らかにした。また、機体上部に位置するメインロータやエンジン等の影響によってマルチパスが発生し、シュードレンジに最大1.5 m程度の誤差が生ずること、及びこれらの周辺構造物によってGPSアンテナの覆域に死角が生じ、特に旋回時等に低仰角のGPS衛星からの電波が受信不能になる現象等、ヘリコプタ搭載時特有の問題点について明らかにした。

略 号

C/A	: Coarse and Acquisition
DGPS	: Differential GPS
GPS	: Global Positioning System
INS	: Inertial Navigation System
KGPS	: Kinematic GPS
MuPAL	: Multi Purpose Aviation Laboratory
NED	: North-East-Down
PDOP	: Position Dilution of Precision
RINEX	: Receiver Independent Exchange Format
RTCM	: Radio Technical Commission for Maritime Services
SA	: Selective Availability
SSD	: Solid State Disk
UHF	: Ultra High Frequency
WGS84	: World Geodetic System 1984

1. はじめに

独立行政法人航空宇宙技術研究所（以下、航技研）では、ヘリコプタの誘導・航法・制御技術、ならびにヒューマン・ファクタ等の分野における研究成果を実飛行環境下で実証するため、実験用ヘリコプタ MuPAL-ε を導入した（図1、文献1）。MuPAL-εには機体位置情報を含む慣性データを計測するためのセンサとしてDGPS/INS（Differential GPS/Inertial Navigation System、ディフ

ァレンシャルGPSと慣性航法装置を複合化したもの）が搭載されている。また表示内容を自由にプログラムできる実験用ディスプレイが装備されており、GPSとトンネル型表示を用いた精密曲線進入実験（文献2）等にも利用されている。これらの用途では、機体の位置を高精度かつ高レートで計測し、かつその位置情報が不連続に変化しないこと、即ち十分な平滑度を有することが要求される。慣性航法装置（INS）から出力される位置情報は基本的には加速度を2回積分したものであるため高い平滑度を有するが、INS単独での使用では時間とともにドリフト誤差が増大し、例えば MuPAL-ε 搭載 INS では1時間当たり1NM（1,852m）程度の測位誤差（水平面内）を生ずる。一方、一般的なシュードレンジを用いたGPS測位の主な誤差源は表1に示す通りであるが、経過時間により単調に増大する誤差源はない。また補正情報を用いてディファレンシャルGPS（DGPS）とすることにより伝搬遅延等の誤差が低減され、1m程度の高精度を実現することができる。ただし、機体の運動の影響等によって受信機が捕捉しているGPS衛星数が減少した場合等には測位精度が急激に劣化する可能性がある。DGPS/INS複合システムは、INSのドリフト誤差をDGPSで補正することによって、高い精度と平滑度の両立を実現している。

航技研では、独自に開発したDGPS/INSを固定翼の実験用航空機 MuPAL-α に搭載し評価／運用を行ってきた（文献3-5）が、MuPAL-ε に搭載される DGPS/INS はカ



図1 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε

表1 GPS測位の主な誤差源

誤 差 源		シュドレンジの 誤差量* [m]	変動周期	DGPS 時の変化
GPS 衛星側の 誤差	クロック誤差	1 ~ 2	時間オーダ	DGPSにより低減可 能基線長が長くなると 低減効果は小さくなる
	軌道誤差			
伝搬遅延	電離層遅延	4 ~ 6		
	対流圏遅延	1 ~ 2		
GPS 受信機の 観測ノイズ	マルチパス	1 ~ 2	分オーダ	DGPS では低減不可
	熱雑音等		秒以下の オーダ	

*2 σ 相当値

タログ品をベースに仕様変更を行ったものであり、当所において開発されたシステムとは複合化のアルゴリズム等が異なっている。MuPAL-εに搭載される DGPS/INS では測位精度はほぼ DGPS のみによって支配される。本稿の第 1 の目的は、実験用システムとしての観点からこの DGPS の測位精度を評価することである。定常飛行状態での測位精度の 95% 確率値を求めるとともに、PDOP (Position Dilution of Precision, GPS 衛星の配置条件を表す指標)、飛行高度及び速度、DGPS 地上局からの距離等の条件による測位精度の変化について調べた。また、実際に機上で位置情報を利用する際には、センサ単体の精度のみではなく、信号伝達の時間遅れ等の影響を受けるため、これらの要素を含めたシステム全体としての評価も行っている。また、本システムは、DGPS の補正情報源として、航技研の所有する GPS 地上局（以下、航技研地上局）の他に、海上保安庁が全国に整備している中波ビーコン局（以下、海保地上局）を使用することが可能となっている。海保地上局は全国で 27 局が運用されており、各地上局で GPS 信号を受信して DGPS 補正情報を生成、送信している。その有効範囲は既に日本全国の沿岸域をカバーしており（図 2）、新たに地上局を設置する必要がないため、飛行実験を効率良く行うことが可能となる。ただし、海保地上局は船舶用に整備されたものであり、航空機での利用実績は少ないため、この海保地上局を用いた場合の測位精度や受信状況等の評価も併せて実施した。

本稿の第2の目的は、GPSをヘリコプタに搭載する場合に問題となる受信障害の影響について明らかにすることである。固定翼機では胴体上面にアンテナを設置することによって比較的良好な受信環境が実現されるが、ヘリコプタの場合にはメインロータやテイルロータ、またエンジン等も胴体上面に位置しているため、これらの構造物によってGPS衛星からの電波が反射されてマルチパスが生成されやすく、また特に旋回中等には機体の姿勢変化による影響と相俟って低仰角の衛星からの電波がこ

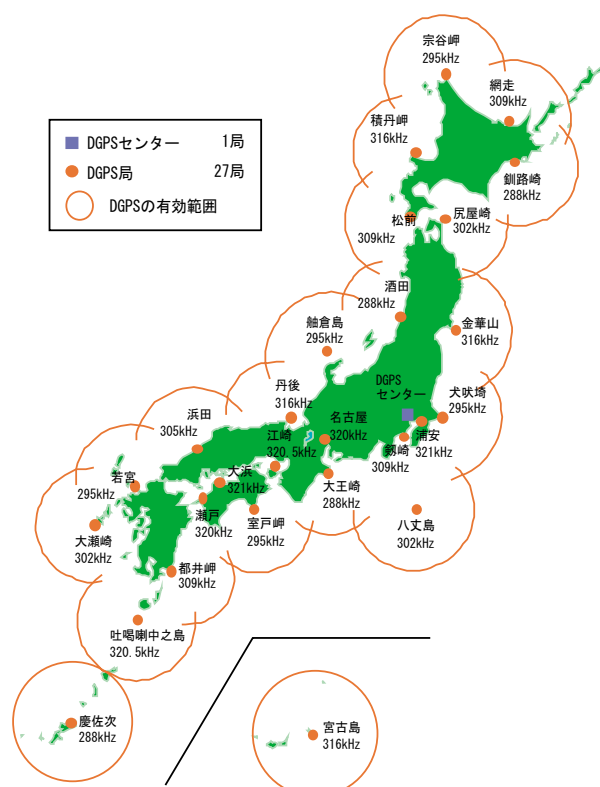


図2 海上保安庁 DGPS 地上局配置図
(同庁ホームページより引用)

これらの構造物によって遮蔽され、受信不能となる問題が発生する。特に高精度な位置情報を必要とする場合にはこれらの影響が大きい。

ヘリコプタの特長を活かした計器飛行方式による飛行を実現するためにGPSは必要不可欠なものとして位置付けられており（文献6）、また今後は精密進入等にも利用が拡大されることも期待されているが、一方でヘリコプタに搭載されたGPSの測位精度や受信障害の問題について詳細に研究した例は国内はもとより世界的にも稀少であり、今回得られた結果が貴重な技術データとなることが期待される。

なお、本稿で使用する単位はSI単位系に準ずるが、航

空機で慣用される単位系も併用する。SI単位系への換算値は以下の通りである。

- 1 ft = 0.3048 m
- 1 kt = 0.5144 m/s
- 1 NM = 1,852 m
- 1 deg = 0.01745 rad
- 1 秒角 = 4.848×10^{-6} rad

2. MuPAL-ε搭載 DGPS システム

2.1 DGPS システム

MuPAL-εに搭載されるDGPS/INS複合システムは多摩川精機(株)によって製作されたもので、同社製のINSと米国Ashtech社製GPS受信機(Z-Eurocard)を一つの筐体にパッケージ化したものである(図3)。同じ系列の製品は既に航空機搭載用としての実績を有しているが、MuPAL-εでは実験用センサとして搭載しており、正式な航法装置としての認可は受けていない。複合化のアルゴリズムは、GPSが出力する測位解と速度解を観測量としたKalmanフィルタによってINSのドリフト誤差等を補正するルーズ・カップリング方式(図4)が採用されている。また、MuPAL-ε用として、GPS単体及びINS単体による解も常に複合解と並行して出力することができるよう仕様変更されている。ただし、複合解の場合も測位精度はGPS単体によって出力される測位解の精度によってほぼ支配されるため、本稿ではGPS単体による出力を測位精度評価の対象とし、以降は本システムをDGPSシステムと表記する。



図3 DGPS/INS複合システム本体

MuPAL-εの実験システム設計時に設定されたGPSの測位精度の要求仕様値を表2に、また採用されたGPS受信機のカタログ仕様値を表3に示す。要求仕様値は、GPS受信機が持つ3つの航法モード、即ち補正情報を用いない単独GPS、航技研地上局の補正情報を用いたDGPS、海保地上局の補正情報を用いたDGPSの各航法モードについて、測位精度の1σ値で規定されている。航技研地上局及び海保地上局の主要諸元を表4に示す。補正情報は、標準フォーマットであるRTCM (Radio Technical Com-

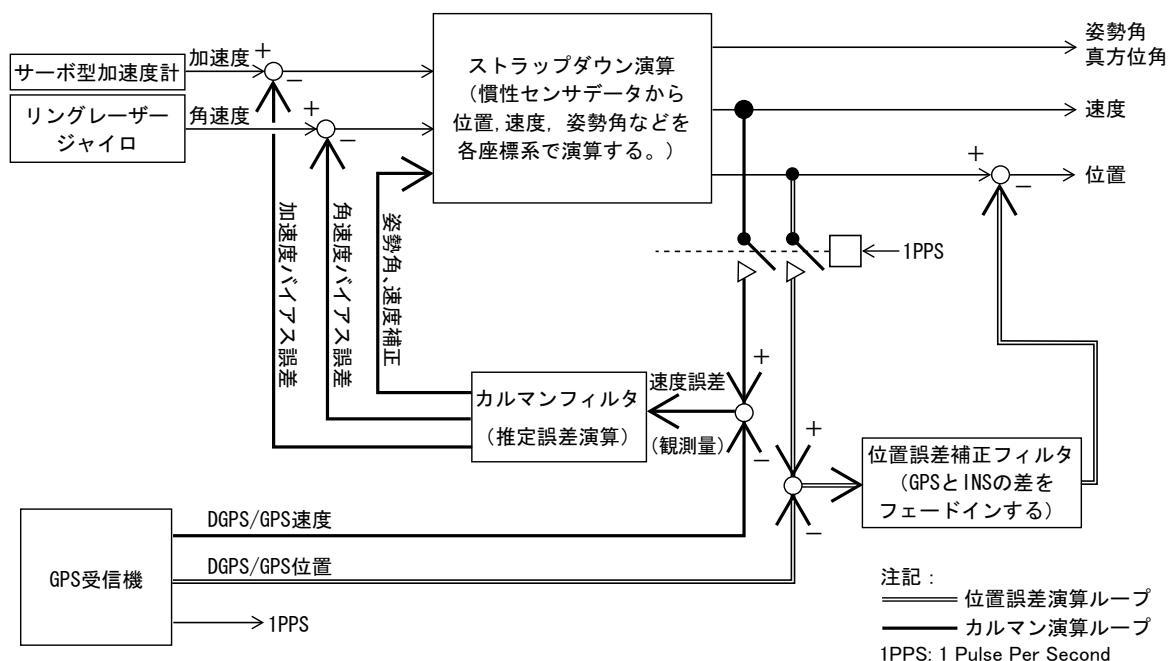


図4 DGPS/INS複合化アルゴリズムのブロック図

表2 測位精度の要求仕様値

	水平面内*	鉛直面内*
単独 GPS (SA あり)	100 m	規定なし
DGPS (航技研地上局)	1 m	2 m
DGPS (海保地上局)	2 m	4 m

*1 σ 値

表3 GPS 受信機のカatalog仕様値

	測位精度*
単独 GPS (SA あり)	100 m
DGPS (RTCM code 使用時)	1 m

*5 衛星捕捉, PDOP < 4 での水平面内 2dRMS
(2dRMS = 誤差の二乗平均を 2 倍した値)

表4 航技研地上局及び海保地上局の主要諸元

	航技研地上局	海保地上局
DGPS 補正情報	RTCM SC-104 Type 1	RTCM SC-104 Type 3,5,6,7,9
補正情報更新レート	1 Hz	0.2 ~ 0.5Hz
伝送速度	9,600 bps	200 bps
送信出力	5 W	75 W
送信周波数	321.5 MHz	288 ~ 321 kHz
送信電波到達範囲	20 ~ 30km 以内	200km 以内

mission for Maritime Services) SC-104に準拠している。単独 GPS モードについては、仕様設定が SA (Selective Availability) 解除*の前であったため、水平面内は100m、鉛直面内は規定なしとした。航技研地上局を用いた DGPS モードについては、精密進入実験等での利用を想定し、水平面内1m、鉛直面内2mとした。鉛直面内2mの精度は高カテゴリーの精密進入実験には不十分であるが、入手可能な製品の仕様の限界から定められた。一方、海保地上局を用いた DGPS モードについては、(1) 地上局までの距離が長くなる（航技研地上局の出力電波は5WのUHF帯で有効範囲が20km程度であるため実験空域近傍に設置されるが、海保地上局は出力75Wの中波を用いているため有効範囲が約200kmあり、図2に示したように数十～400km程度の間隔で設置されている）、(2) 補正情報の更新レートが遅い（補正情報の更新レートは航技研地上局が1Hz、海保地上局が0.2～0.5Hz程度）等の理由から航技研地上局を用いた場合に比して精度が劣

化することを想定し、水平面内2m、鉛直面内4mとした。

また、本 DGPS システムは2周波 (L1, L2) の搬送波位相情報を出力することが可能な仕様となっており、地上局で記録された同等のデータと併せてオフライン処理を行うことにより、キネマティック GPS (KGPS) による高精度（誤差20～30cm）な測位解を求めることができる。

2.2 アンテナの搭載位置

図5に示すように、本システムが使用するGPSアンテナは右側操縦席付近の胴体上面に、航技研地上局からの補正情報を受信するデータリンクのアンテナは胴体下面に、また海保地上局用の中波ビーコン・アンテナはテイル・コーン下面にそれぞれ搭載されている。MuPAL- ε の母機であるMH2000A型機はダクテッド・ファン形式のテイルロータを採用しているため、GPSアンテナの搭載位置として、当初は障害物のない垂直尾翼の上（図5で破線で示した部分）が検討されたが、振動環境や衝突防止灯との干渉等の問題により、現在の位置に決められた。図6にこの位置でのアンテナ・パターンの測定結果を示す。アンテナから見て左後方にエンジンやメインロータ・ヘッドが位置するためアンテナ・ゲインが低下しているが、母機装備品のGPS受信機のアンテナが左舷側の同等の位置に装備されており、特に問題は生じていないため、この位置を採用することとした。ただし、通常のシュードレンジを用いた測位解の算出には影響は少ないものの、DGPS、さらにはKGPSによる高精度な解を求めるためには、これらアンテナ周辺の構造物によって発生するマルチパスや電波遮蔽の影響が懸念された。4.2でこれらの現象について述べる。

2.3 実験システム全体

図7にMuPAL- ε の実験システム全体のブロック図を示す。DGPS/INS複合システムから出力されるデータは、RS422インターフェイスを介して機上の計測計算機に取り込まれ、GPS時刻に同期した時刻情報を付加されて半導体ディスク (SSD) に記録される。また、計測計算機からEthernetを介して画像表示計算機へデータを転送し、機上で実時間でディスプレイ表示等を行うためにも用いられる。位置情報を機上で実時間で利用する場合には、DGPSシステムで位置情報が生成されてから計測計算機に取り込まれるまでの時間遅れに機体の飛行速度を乗じたものが新たな誤差要因となる。さらに画像表示計算機で機体位置情報を利用する場合には、計測計算機から画像表示計算機へのデータ転送に要する時間遅れ（最大で約15msec）及び画像表示そのものによる時間遅れ（トンネル型表示の場合数十 msec 程度）が加算され

* SAは米国時間の平成12年5月1日に解除された。



図5 DGPSシステムの各アンテナ及びレーザ反射鏡の搭載状況

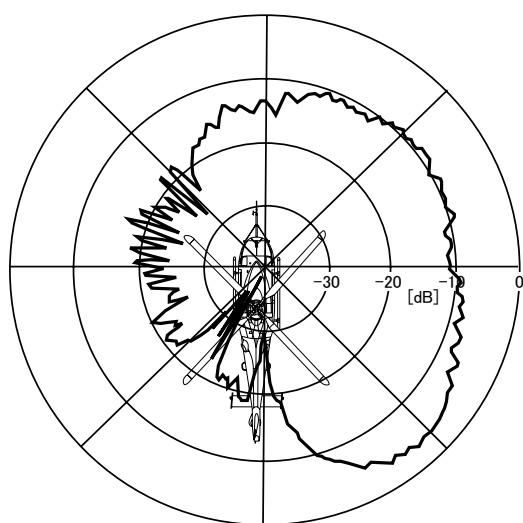


図6 GPSアンテナのアンテナ・パターン

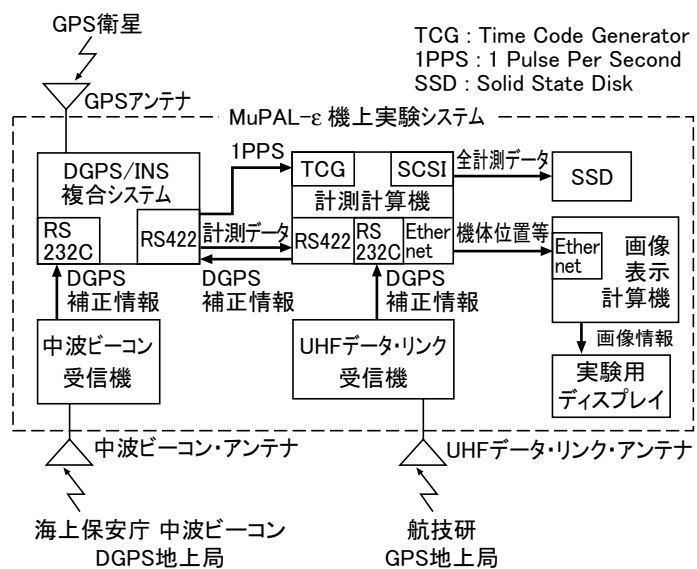


図7 MuPAL-εの実験システム

る。4.1 (8) ではこれらの誤差要因のうち計測計算機に取り込まれるまでの時間遅れについて検討する。

3. 測位精度の評価方法

3.1 概要

DGPSシステムが測位精度の要求仕様値1mを満足していることを検証するためには、比較の基準となる位置情報が数十cm以内の精度を有する必要がある。ここでは、誤差20～30cm以下の精度を達成することが可能なKGPS解を比較の基準とした。ただし、独立性を保つためにはGPSとは異なる手段で計測されたデータと比較することが望ましく、また4.2で述べるGPSアンテナの搭載位置の問題によってKGPS処理がアンビギュイティを正確に推定できず測位精度が数mに劣化するケースが生じたため、レーザ・トラッカによる位置情報を用いてKGPS解の精度の確認を行った。

3.2 KGPS 解との比較

KGPS解の算出は、機上のDGPSシステムと航技研地上局で取得した搬送波情報を標準フォーマットであるRINEX (Receiver Independent Exchange Format) のVer.2に準拠した形式に変換し、市販ソフト (Trimble社GPSurvey Ver.2.35a) を用いて行った。機上のDGPSシステムの測位解出力レートは2 Hz, オフラインのKGPS解の出力レートは1Hzであるため、両者の比較はKGPS解に合わせて1 Hzで行う。時刻同期にはGPSデータに含まれる観測時刻を利用するため、その誤差は十分小さく無視することができる。なお、DGPS解とKGPS解は

ともにWGS84座標系で出力されるが、付録1に示す座標変換によって滑走路端を原点とする局所水平座標系 (図8) に変換して比較を行った。

3.3 レーザ・トラッカによる KGPS 解の検証

レーザ・トラッカは、地上からレーザ光を発射し、その反射光を受信することによって飛行中の機体の位置を計測するためのシステムである。航技研で開発したレーザ・トラッカ (図8, 文献7) の仕様精度は、直距離0.3m, 方位角及び仰角20秒角 ($9.69 \times 10^{-5} \text{rad}$) となっており*, 設置点から数km以内の近傍に限れば1m以内の測位精度を達成することができる。MuPAL-εの胴体下にはこのレーザ・トラッカを利用するための反射鏡が装備されている (図5)。レーザ・トラッカの出力データとKGPSによる位置情報を比較するために必要な処理を付録2に示す。

両者の比較結果の一例を図9に示す。左はKGPS解が精度良く求められているケースで、右はアンビギュイティを正確に推定できずKGPS解の精度が劣化したケースである。右の図のように、レーザ・トラッカからの距離が近い地点でも1m以上の差がある場合は、レーザ・トラッカの誤差特性 (誤差は距離に比例して増大し、3km程度以内では1m以内の精度が見込まれる) を考慮して、KGPS解の精度が劣化していることが判別できる。この方法によってKGPS解が妥当であると判断できたケースについてののみ、KGPS解を基準としてDGPS解の測位精度の評価を行った。

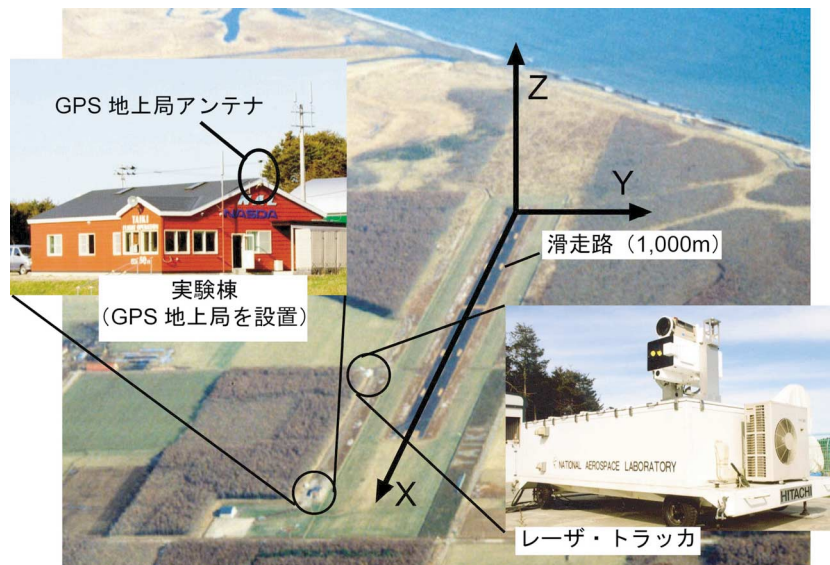


図8 大樹町多目的航空公園と解析に用いた座標系

* 本論とは直接関係はないが、KGPS解との比較で明らかになったレーザ・トラッカの特徴的な誤差 (方位角誤差) について付録3に示す。

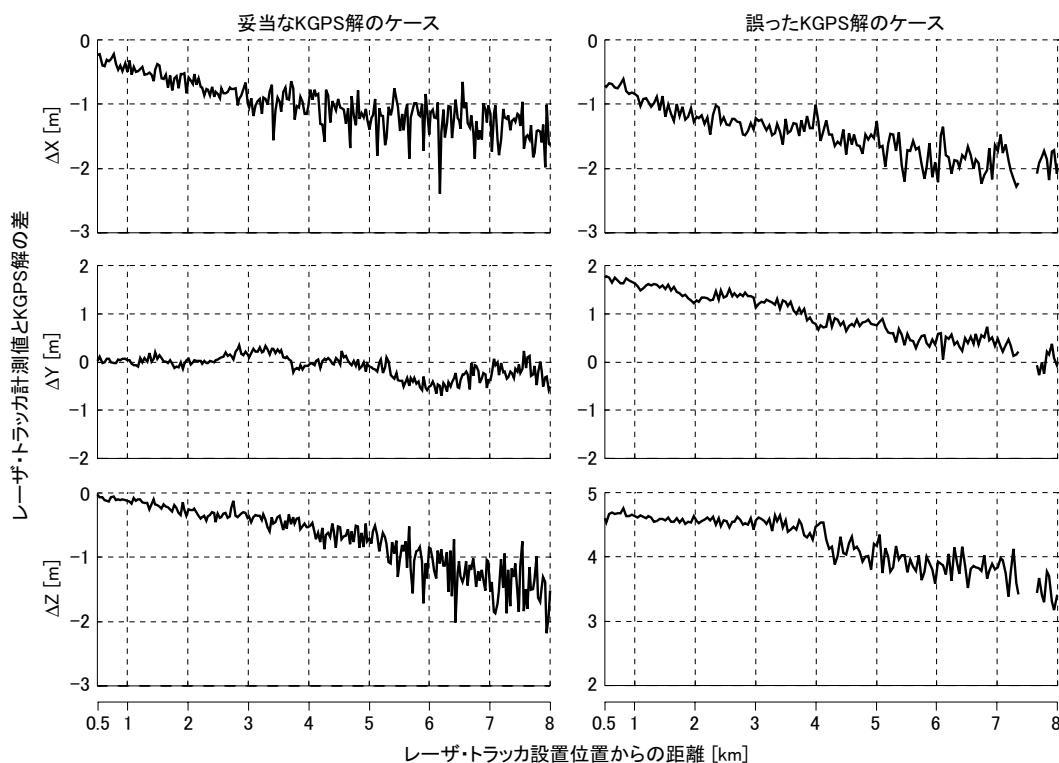


図9 レーザ・トラッカによる KGPS 解の精度検証

3.4 飛行実験方法

航技研のレーザ・トラッカは現在北海道大樹町多目的航空公園に設置されている（図8）ため、測位精度評価のための飛行実験は同航空公園周辺の空域で実施した。飛行実験中は、航技研地上局を滑走路に隣接した実験棟に設置し、海保地上局とともにDGPS補正情報源として用いた。飛行実験は平成12年10月10日より17日までの間に計4回実施した。またPDOPや海保地上局の受信の安定性については、本飛行実験に加えて、平成15年2月までに実施した計35回の実験飛行のデータを用いて評価した。

図10に測位精度評価で用いた飛行パターンを示す。後に述べるGPSアンテナの覆域の問題を考慮して、妥当なKGPS解が得られるように姿勢変化の小さい直線飛行を主体とするとともに、レーザ・トラッカの覆域の制限（周辺の森林の影響による）の中で飛行パターンを決定した。経路角6deg（0.105rad）の滑走路へのアプローチ（APP）は、レーザ・トラッカが機体を安定して捕捉できる飛行パターンとして設定した。滑走路に直交する方向の往復水平飛行（LEVEL）は、計測システムによる時間遅れを評価するために設定した。また、経路角3deg（0.0524rad）の滑走路へのアプローチ（APP2）は、地上局からの距離（基線長）を長くとり、基線長と測位精度の関係を調べるために設定した。これらの飛行パターンをDGPSシステムの各航法モードについて実施し、また

一部の飛行パターンについては、飛行速度が測位精度に及ぼす影響を調べるため、60kt（30.9m/s）と100kt（51.4m/s）の2通りの飛行速度で実施した。飛行記録を表5に示す。実施ケースのうち、丸印のついているものがKGPS解が妥当と判断されたケースであり、全体で13ケースの結果が測位精度評価に用いられた。

また、本飛行実験では、機体の位置情報を画像表示計算機へ転送し、予め設定した飛行経路との偏差を図11、12に示したようなディスプレイに表示し、パイロットはこれを参照して飛行を行った。ただし、MuPAL-εに搭載されるDGPS/INS及びディスプレイ等のシステムは実験用として搭載されたものであり、正式な航法装置として認可されたものではないため、全ての飛行実験は航空法第11条ただし書きの適用を受けて行われた。

4. 結果と考察

4.1 測位精度評価結果

(1) 平均精度

測位精度の評価結果を表6にまとめる。DGPSシステムの各航法モード、即ち補正情報を用いない単独GPS、航技研地上局の補正情報を用いたDGPS、海保地上局の補正情報を用いたDGPSの3モードについて、95%確率値が算出されている。いずれのモードでも測位精度は要求仕様を満足している。特に単独GPSモードは、SAが解除されたため、水平面内の誤差が5m以下と仕様を大

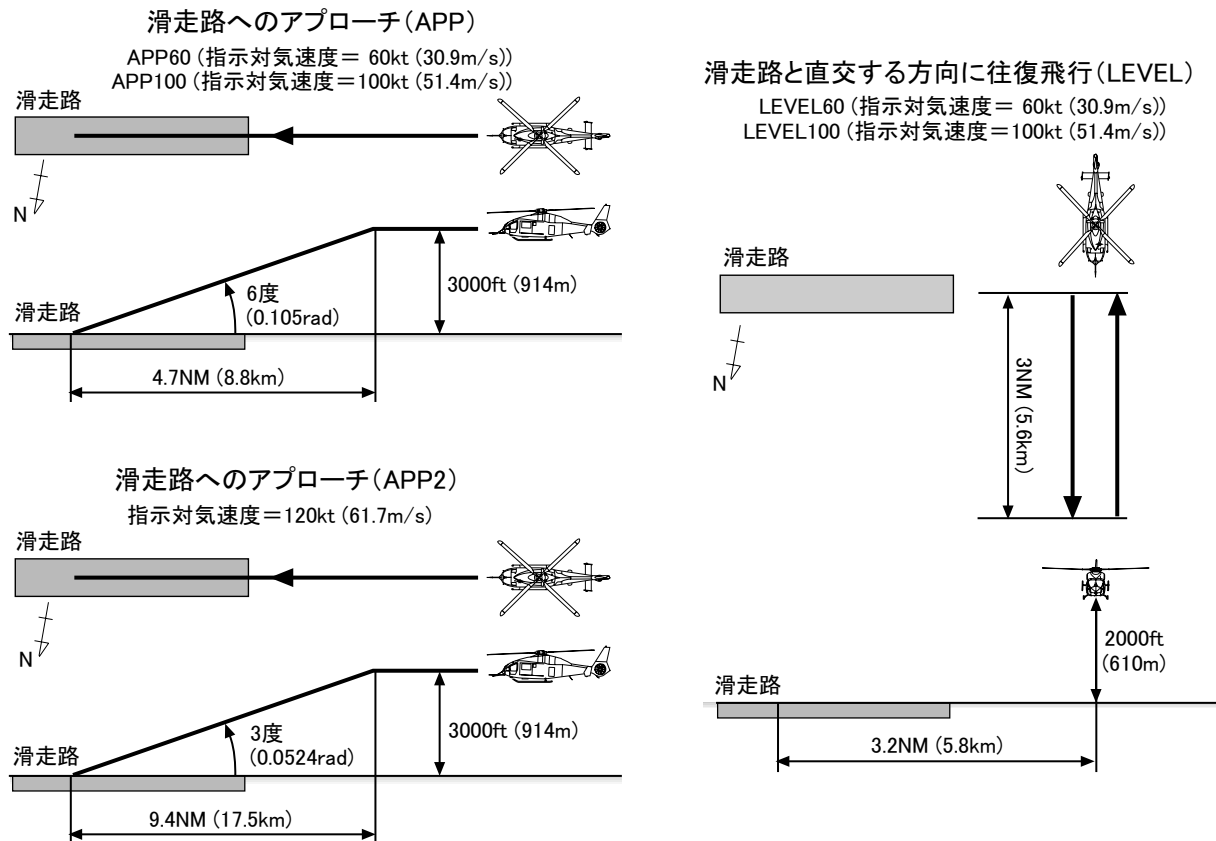


図10 飛行パターン

表5 測位精度検証の飛行記録

飛行番号	飛行日時	実施飛行パターン ¹⁾	KGPS
FLT01	平成12年10月10日 13:20 ~ 14:45	APP_100 (単独 GPS)	○
		APP_60 (単独 GPS)	○
FLT02	平成12年10月11日 8:25 ~ 9:50	APP_100 (海保 DGPS)	○
		APP_100 (海保 DGPS)	○
		APP_60 (海保 DGPS)	○
		APP_100 (単独 GPS)	×
		LEVEL_100 (海保 DGPS)	×
		LEVEL_60 (海保 DGPS)	○
		LEVEL_100 (単独 GPS)	○
FLT03	平成12年10月13日 9:50 ~ 11:20	APP2_120 (航技研 DGPS)	○
		APP_60 (航技研 DGPS)	○
		APP_60 (海保 DGPS)	○
		LEVEL_100 (海保 DGPS)	○
		LEVEL_100 (航技研 DGPS)	○
FLT04	平成12年10月17日 14:00 ~ 15:05	APP_100 (航技研 DGPS → 単独 GPS) ²⁾	×
		APP_60 (航技研 DGPS) ³⁾	○
		LEVEL_100 (航技研 DGPS) ³⁾	×

¹⁾ 飛行中には測位精度評価以外の飛行実験(機外騒音計測など)も実施されたが、ここでは測位精度評価のために実施した飛行パターンのみを記す。

²⁾ 飛行中に航法モードを切り替えた。

³⁾ 飛行中に断続的に UHF データリンクを On/Off した。



図 11 MuPAL-εのcockpitに装備された実験用ディスプレイ

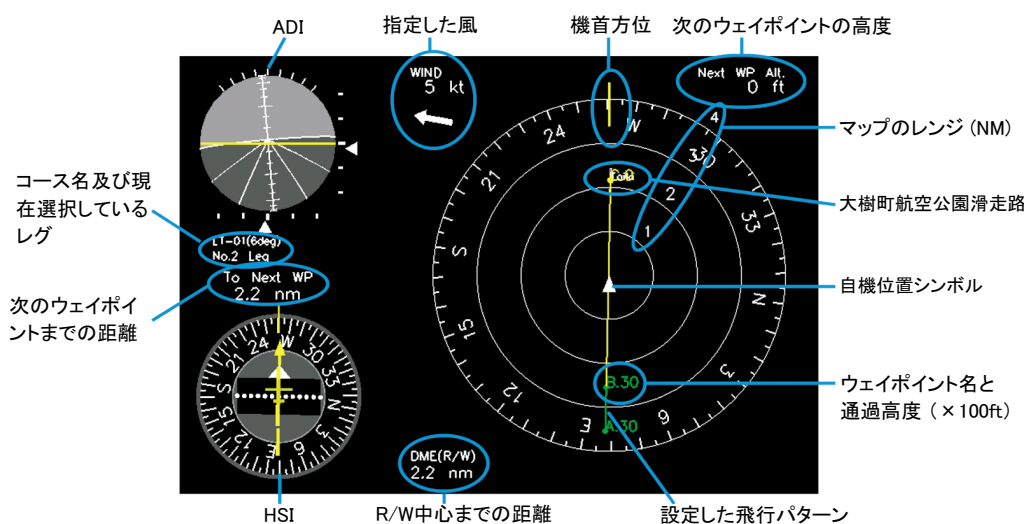


図 12 飛行実験で使ったディスプレイ画面（飛行パターン APP の場合）

表 6 測位精度検証結果

	水平面内	鉛直面内
単独 GPS (SA なし)	4.7 m	22.6 m
DGPS (航技研地上局)	0.4 m	0.9 m
DGPS (海保地上局)	1.0 m	0.8 m

(95% 確率値)

きく上回る精度を示している。ただし、高度方向の誤差は 20m 以上となっている。また、海保地上局の補正情報を用いた DGPS モードは、航技研地上局の場合と比較して水平面内の精度が若干劣るもののその差は小さい。ただし、ここに示した結果は、4 回の飛行における 13 ケースの実験結果（表 5 参照）で総データ取得時間は 1 時間

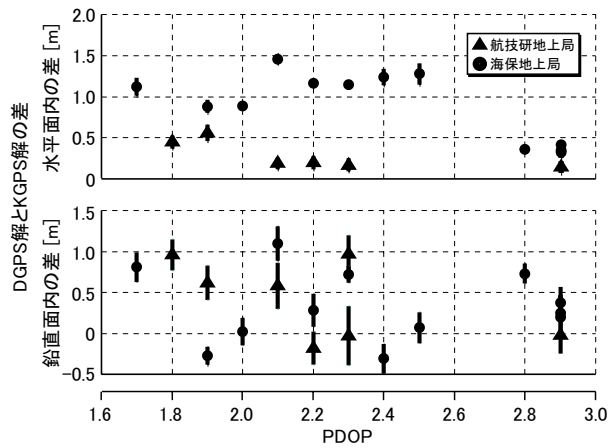
程度であり、統計的に必ずしも十分なサンプル量ではないことに注意する必要がある。

(2) PDOP の影響

GPS の測位解の精度に影響を及ぼす主要なパラメータの一つとして、捕捉可能な GPS 衛星の幾何学的配置があげられる。衛星配置は一般に PDOP と呼ばれる指標で数値的に表される。PDOP は受信地点の緯度や時間帯によって変化し、PDOP が小さいほど衛星の配置条件が良いことを表している。

飛行実験中の PDOP と測位精度の関係を図 13 に示す。全ケースで PDOP が 3 以下であるが、これは KGPS 解の精度が良いケースだけを選択していることに起因している。このような条件下では、PDOP と測位精度の間に明確な相関は見られない。

実飛行環境下で PDOP がどのような値を取り得るかを調べるために、MuPAL-ε で行った 35 回の実験飛行中の



注)各シンボルに付加されているバーは標準偏差を示す

図 13 PDOP による測位精度の変化

PDOPを調べた結果を表7にまとめる。この結果から、80～90%近い確率でPDOPが3以下であることが分かる。従って、通常の飛行環境下では、MuPAL-εに搭載されるDGPSシステムが測位精度の要求仕様を満足していると結論される。

PDOPはGPS衛星の幾何学的配置で決まるパラメータであるが、機体搭載のGPSアンテナの場合、機体の姿勢変化（特に旋回中のバンク）等の影響によって低仰角の衛星からの電波が受信不能になり、PDOPが変化する場合がある。図14はバンク角約30deg (0.524rad)で旋回中の機上アンテナから見たPDOPの時間履歴を示したものである。殆どの時間においてPDOPは3以下であるが、断続的に8前後、また瞬間値ではあるが20以上となる可能性があることが示されている。図14でPDOPが20以上となる横軸180～190秒の10秒間について、測位精度を評価した結果を図15に示す。旋回時は、4.2で述べるGPS信号の受信障害のためにKGPS処理が不可能であり、またレーザ・トラッカも機体を安定して追尾できないため、ともに位置の比較の基準として使えない。このため、測位精度の絶対値ではなく変動幅を評価する

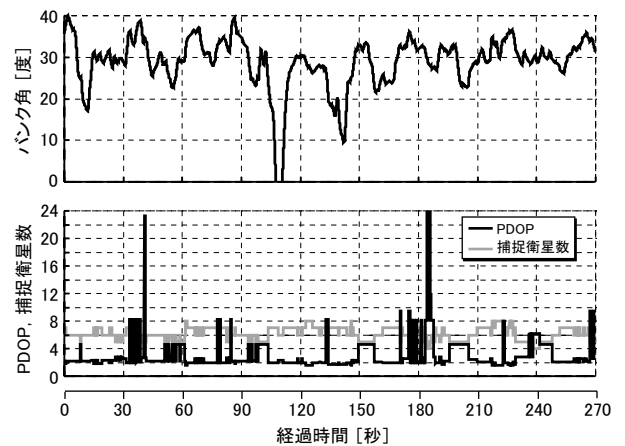


図 14 旋回中の PDOP の例

こととし、短時間であればGPSの測位精度の劣化の影響を受けにくいDGPS/INSの複合解を比較の基準とした。図15の上側2つのグラフが、複合解と海保地上局の補正情報を用いたDGPS解の差の初期値からの変動を示している。PDOPが40近くになる横軸184～186秒付近では、水平面内、鉛直面内ともに5m近い差が生じており、DGPSの測位精度が劣化していることを示している。

このような高PDOP時のGPSの測位精度が特に問題となるのはアプローチ中であるが、一般的に行われる直線進入の場合には機体の姿勢変化が小さいためこのような問題は生じない。ただし、当所で研究が進められているトンネル型表示を用いた曲線進入等では、進入経路の最終段階で機体の姿勢変化のためにPDOPが大きくなり、GPSの測位精度の劣化が問題となる可能性も考えられる。

(3) 地上局からの距離（基線長）の影響

表1に示したようにシュドレンジを用いたGPS測位の主な誤差源として電離層遅延や対流圏遅延があげられるが、航空機と地上局の間の距離（基線長）が長くなると、両者の間でこれらの誤差の共通性が低下し、DGPS

表 7 飛行中の PDOP 値

	PDOPが3以下 である確率	PDOPが5以下 である確率	PDOPの最悪値
大樹町 9 FLT	89.3 %	99.3 %	37.9
栃木、桶川、 調布、横須賀 5 FLT	88.4 %	99.8 %	11.9
八丈島、青ヶ島 5FLT	85.1 %	99.1 %	24.0
飛騨 7 FLT	90.5 %	97.0 %	30.5
名古屋・伊勢湾 9 FLT	78.8 %	94.8 %	39.3

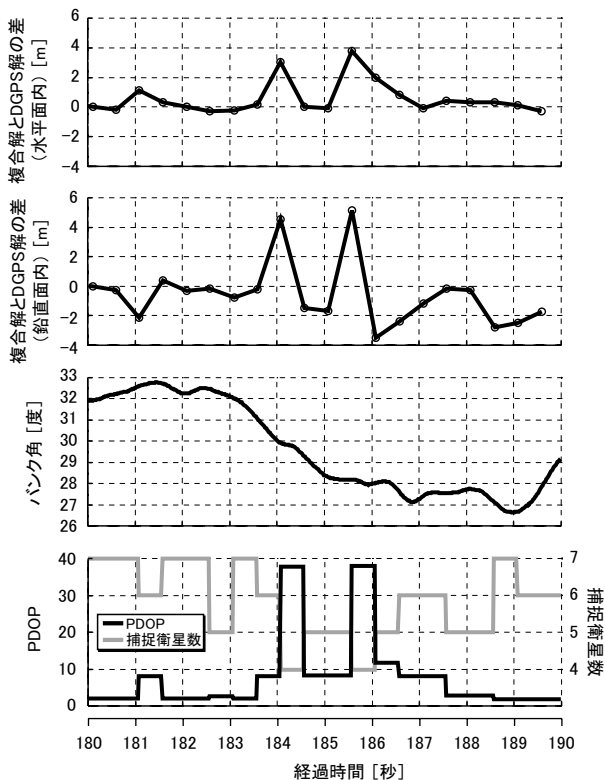
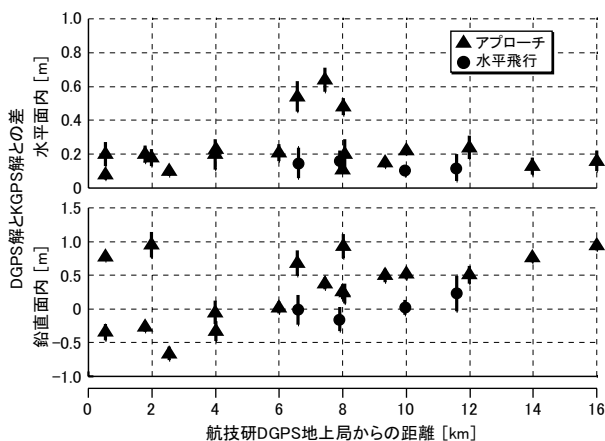


図 15 高 PDOP 時における測位精度の変動

の測位精度が劣化する。

図 16 は航技研地上局を用いた DGPS モードの測位精度を基線長毎に分類したものである。鉛直面内の精度において、誤差が基線長に対して線形に増加する傾向が見られるが、アプローチの飛行パターンでは基線長に比例して飛行高度が高くなるため、(4) に示す飛行高度の影響が現れたものと考えられる。航技研地上局は出力 5 W の UHF 帯の電波を使用しており、到達範囲が 20 km 程度に限定されるため、この範囲内では基線長による測位精度の変化は認められなかった。ただし、表 6 に示したように、同じ空域で海保地上局（最寄りの地上局は釧路



注) 各シンボルに付加されているバーは標準偏差を示す

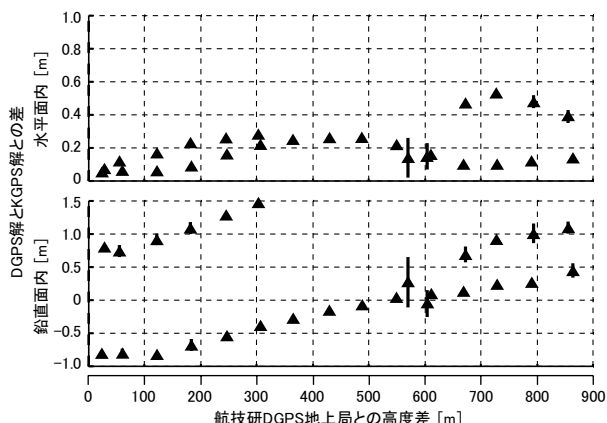
図 16 地上局からの距離による測位精度の変化

崎、飛行空域からの距離は約 110km) を用いた場合の水平面内の測位精度が航技研地上局を用いた場合よりも悪くなっている。海保地上局を運用する海上保安庁ディファレンシャル GPS センターは、地上の固定点での観測結果から基線長 150km につき測位精度が約 1m 劣化するという調査結果を報告しており、100km 程度の距離になると基線長が測位精度に影響を及ぼす可能性が考えられる。ただし現在 MuPAL-ε に搭載されているシステムでは、海保地上局を用いる場合には電波強度が最も強い地上局（距離的に最も近い地上局とは限らない）が自動的に選択され、さらに実際にどの地上局が選択されたかについては記録が残らないという問題があり、今後この課題について飛行実験を行うためには、システムを改修し受信している地上局を特定できるようにすることが必要となる。

(4) 飛行高度の影響

航空機の飛行高度が高くなると航空機と地上局との高度差が大きくなり、GPS の誤差要因の一つである対流圏遅延に関して両者の差が大きくなるため、DGPS の測位精度が劣化する要因となる（文献 8,9）。

図 17 に航技研地上局を用いた DGPS モードの測位精度を地上局との高度差毎に分類した結果を示す。鉛直面内の誤差が高度差 100m 当たり 10～20 cm 増大する傾向が見られる。ただし、高度差以外の DGPS の誤差要因により、高度差がゼロでも鉛直面内の誤差はゼロにはならない。この高度に対する誤差増加の割合は、文献 8 で示されている対流圏遅延誤差のそれとほぼ同等である。今回の飛行実験では高度は 3000ft (914m) 程度までしか確認していないが、一般的な航法用途では高高度では必要精度も下がると考えられるので、この影響は大きな問題とはならない。ただし、リモートセンシング等の分野では高高度で高精度の位置情報が要求される場合もあり得るため、将来 MuPAL-ε をこのような分野の飛行実験に



注) 各シンボルに付加されているバーは標準偏差を示す

図 17 飛行高度による測位精度の変化

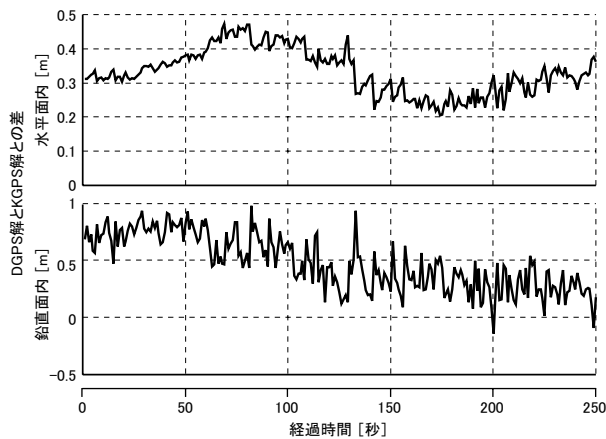


図 18 DGPS 解の測位精度の時間変動の例

用いる場合には注意が必要となる。

(5) 飛行速度の影響

全てのケースにおいて、飛行速度の差による測位精度への直接的な影響は見られなかった。ただし、位置情報を機上で実時間で利用する場合には、計測システムの時間遅れによる影響が飛行速度に比例して現れる。この点について (8) に述べる。

(6) 測位精度の時間変動

DGPS モードでの測位精度約 1m は、トンネル型表示を用いた精密進入実験等を行うために十分である。ただし、1m 程度の誤差であってもその変化の周期が短い場合には機体位置をパイロットに表示する際に問題が生じる。このような観点から、ここでは測位精度の時間変動について評価を行う。

図 18 に海保地上局の補正情報を使用した DGPS 解の精度の時間変動の例を示す。全体としては数十 cm の振幅で数分の周期で変動しており、振幅 10cm 程度の周期の短い変動も見られる。これらは、表 1 に示した GPS 測位の誤差源の特性から、マルチパスや受信機の熱雑音と推定されるが、この程度の振幅であれば実用上問題は無いと考えられる。

上記の結果は DGPS 単独による位置情報について示したものである。トンネル型表示による精密進入実験等を行う場合、通常は DGPS/INS の複合解を用いるため、位置情報の平滑度は格段に向上する。

(7) 補正信号が一時的に途切れた場合の精度変化

DGPS 解は地上から送信される補正情報を用いて生成されるが、機体の姿勢変化等の影響によって補正情報の受信が一時的に途切れることも想定される。本システムの GPS 受信機は、補正情報が途切れても最大 1 分間は古い (途切れる直前の) 補正情報を用いて DGPS 解を生成し続け、その後に単独 GPS モードに移行するように設定することができる。ここでは、この 1 分間に測位精度が

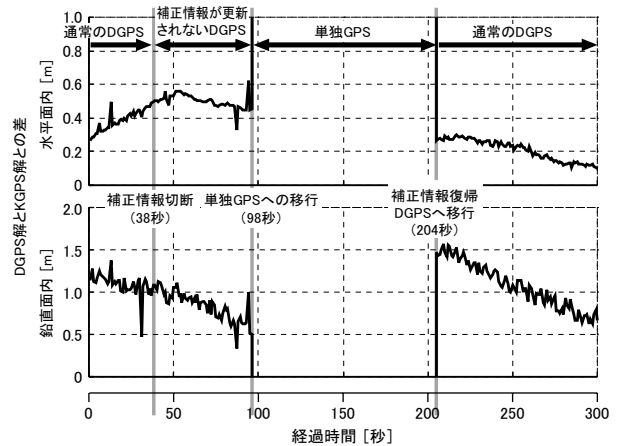


図 19 補正情報を切断した場合の測位精度の変化

どの程度変化するかを調べた。

図 19 は、航技研地上局の補正情報を用いた DGPS モードでの飛行中に、DGPS 補正情報を送信するデータリンクの電源を地上側で切断し、その前後での測位精度の変化を調べた結果である。横軸 38 秒の時点でデータリンクを切断し、その後の 1 分間は古い補正情報を使って DGPS 解が生成されているが、測位精度の変化は 1 分間で数十 cm 程度と通常の DGPS 解と同等で、急激な変化は見られなかった。

またこの結果から、表 6 に示した結果で海保地上局を用いた場合の精度が航技研地上局の場合に比べて悪くなっている原因として、海保地上局の補正情報の更新レートが遅い (航技研地上局が 1Hz、海保地上局が 0.2~0.5Hz 程度) ことによる影響はほぼ無視できると考えられ、(3) に述べたように地上局からの距離の差が主な要因であることが推測される。ただし、電離層の活動が活発な時期等には、特異的に単独 GPS 測位の誤差量が短時間に大きく変化することがある。このような場合は、補正情報の更新レートが測位精度に影響する可能性がある。

(8) 計測システムの時間遅れによる影響

表 6 に示した結果は DGPS 解及び KGPS 解の両データに含まれる観測時刻 (データが実際に観測された時刻とほぼ等しい) を用いて比較することによって得られた精度であるが、位置情報を機上で実時間で利用する場合には、DGPS システムで位置情報が生成されてから計測計算機に取り込まれるまでの時間遅れに機体の飛行速度を乗じた値が測位誤差として加算される。ここではこの時間遅れの影響について考察する。

時間遅れを正確に特定する方法として以下の 2 通りが考えられる。

- (a) 計測計算機にデータが取り込まれた時点で付加される時刻情報と GPS データに含まれる観測時刻の差から時間遅れを算出する。

(b) 計測計算機がDGPS解に付加した時刻情報を用いたDGPS解とGPSデータに含まれる観測時刻に基づくKGPS解を比較した場合、時間遅れによる誤差が常に進行方向に正の値を持つため、往復飛行中の測位精度の差を対地速度の差で割ることによって時間遅れを算出することができる。

上記 (a) の方法で算出した時間遅れを図20に示す。時間遅れはほぼ50～70msecの範囲で階段状に変化している。この振れ幅20msecの鋸歯状の波形は、DGPS/INS装置内で位置情報をサンプリングする50Hzのクロックが毎正秒と完全には同期していないことに起因している。

また、上記 (b) の方法で時間遅れを算出した結果を図21に示す。これは約100kt (51.4m/s) の速度で往復飛行した時の結果 (LEVEL_100のケース) である。往復で

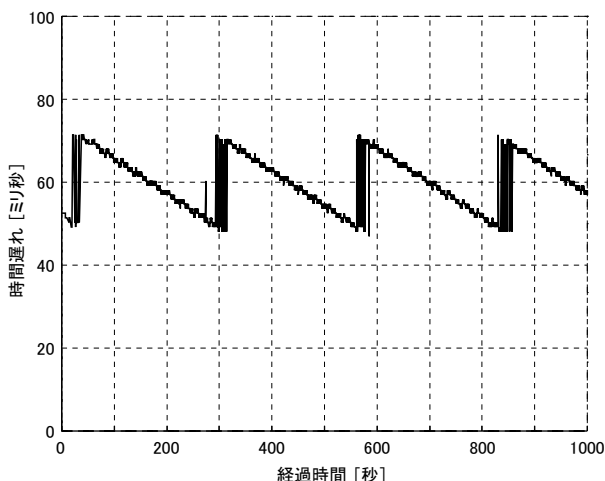


図20 GPS観測時刻から算出した計測システムの時間遅れ

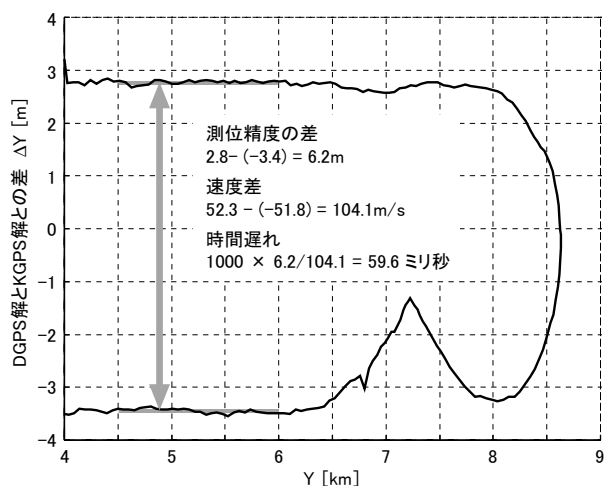


図21 往復飛行中の測位精度の差から算出した計測システムの時間遅れ

の進行方向の測位精度の差が6.2m、対地速度差が104.1m/sであるので、時間遅れは59.6msecとなり、50～70msecの範囲で変化する時間遅れの平均値が算出されたと考えられる。

ただし、この飛行実験の後に計測データに時刻情報を付加するアルゴリズムが改良され、現在では時間遅れは30～50msec程度に低減されている (文献10)。

4.2 受信障害等

固定翼機ではGPSアンテナを機体上面に取り付けることによって比較的良好な受信環境を実現できるが、ヘリコプタは機体上部にメインロータやエンジンが位置しているため、GPSアンテナが衛星からの電波を受信する際にこれらの影響を避けることができない。ここでは飛行実験中に確認された受信障害の例についてまとめる。

(1) マルチパスによる影響

MuPAL-εではGPSアンテナが胴体の右舷側上面に取り付けられており (図5)、アンテナから見て左後方にメインロータやエンジンが位置している。これらの周辺構造物によってGPS衛星からの電波が反射し、マルチパスを生成するため、測位精度に影響を及ぼす可能性がある。ここでは搬送波位相を基準とする文献11の手法により各衛星のシュードレンジに対するマルチパスの影響を評価する。

図22は機体が旋回している間のシュードレンジと搬送波位相の差分を、初期値をゼロとしてそこからの変動分を計算した結果である。図では、マルチパスの影響が少ない固定翼の実験用航空機MuPAL-αの計算例と比較されている。左がMuPAL-α、右がMuPAL-εのデータで、それぞれ上側2つのグラフは機体の姿勢角、下側2つのグラフは2つのGPS衛星についてシュードレンジと搬送波位相の差分を機上と地上の受信機のデータについて示したものである。地上局にはない変動が機上の受信機で現れれば、機体のマルチパスの影響であると考えられる。MuPAL-α、MuPAL-εともにこのような変動が見られ、また変動の周期が機首方位の変化にほぼ対応していることから、GPSアンテナ周辺の構造物によるマルチパスの影響と結論付けられる。変動の振幅はMuPAL-εの方が大きく、また衛星の仰角が低い方が大きくなっており、特に仰角27deg (0.471rad) の衛星No.17については変動の振幅が1～1.5mに達している。MuPAL-εの場合、GPSアンテナ後方に位置するメインロータ・ヘッドやエンジン等の周辺構造物によって強いマルチパスが生成されていると思われる。メインロータのブレードについては約21Hz (ロータ回転速度×ブレード枚数) で回転しており、ここに示したデータからはこのような高周波の変動が見られないことからその影響は小さいと推定さ

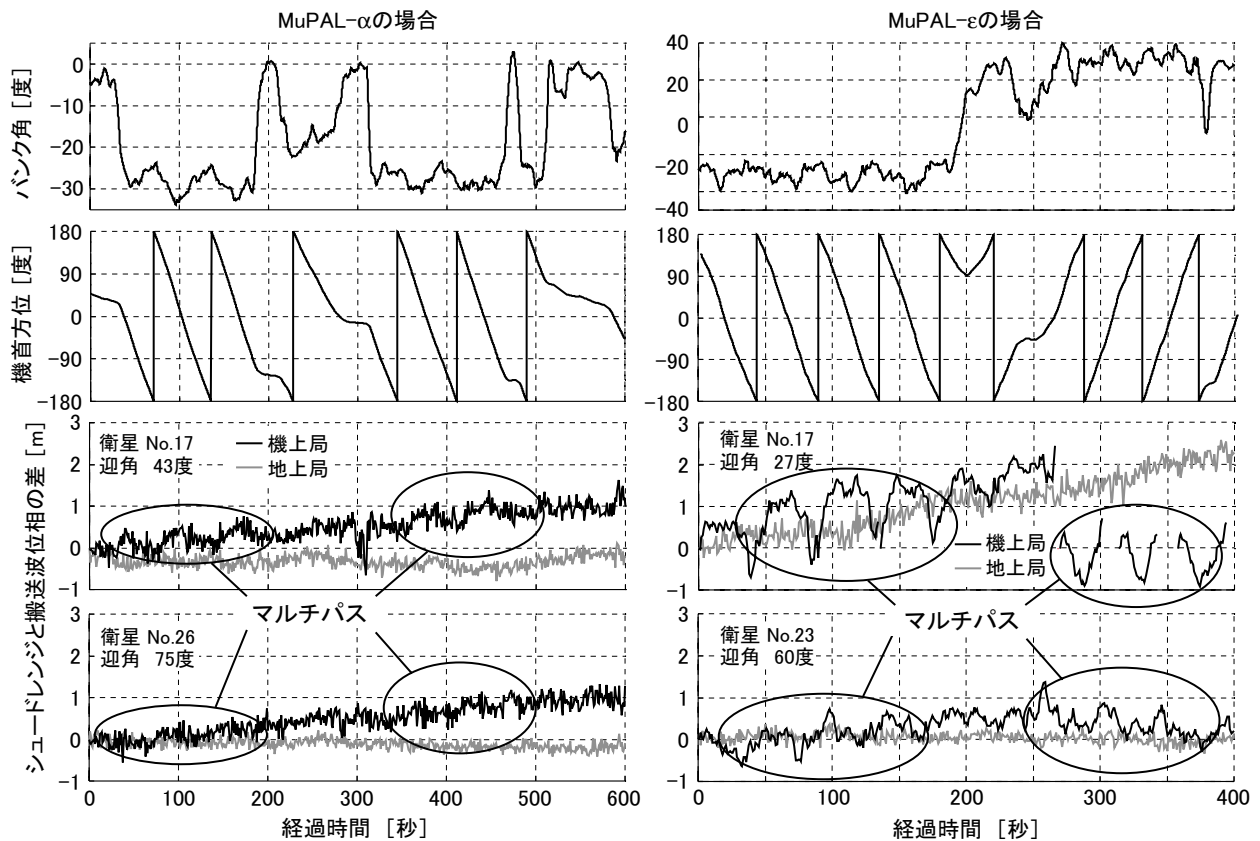


図 22 シュードレンジに対するマルチパスの影響

れる。

なお、ここに示した誤差は個々のGPS衛星のシュードレンジの誤差を搬送波位相を基準として相対的に評価したものであり、最終的な測位解の絶対的な誤差ではない点に留意する必要がある。ここに示した区間では、次に述べる理由によりKGPS処理が不可能なため、測位解の絶対誤差の評価を行うことはできなかった。

(2) 電波遮蔽による影響

MuPAL-εでは、GPSアンテナから見たメインロータ・ヘッド頭頂部の最大仰角が約15 deg (0.262 rad) となっており、GPS衛星の仰角が低い場合、また機体がバンク角をとった場合等にこれらの障害物によって電波が遮蔽される可能性がある。ここではこの影響について調べる。

図 23 はバンク角15deg (0.262rad) 一定で右回りに360deg (6.28rad) の旋回を行った場合の2つのGPS衛星No.5, No.21の捕捉状況を示したものである。円周方向と半径方向はそれぞれアンテナから見たGPS衛星の方位(右が機首方向)と仰角を示している。衛星No.5, No.21の地平線からの仰角はそれぞれ46deg (0.803rad), 27deg (0.471rad) となっている。実線はC/A (Coarse and Acquisition) コード、搬送波位相ともに捕捉できた領域を示し、破線はC/Aコードのみの捕捉、点線はど

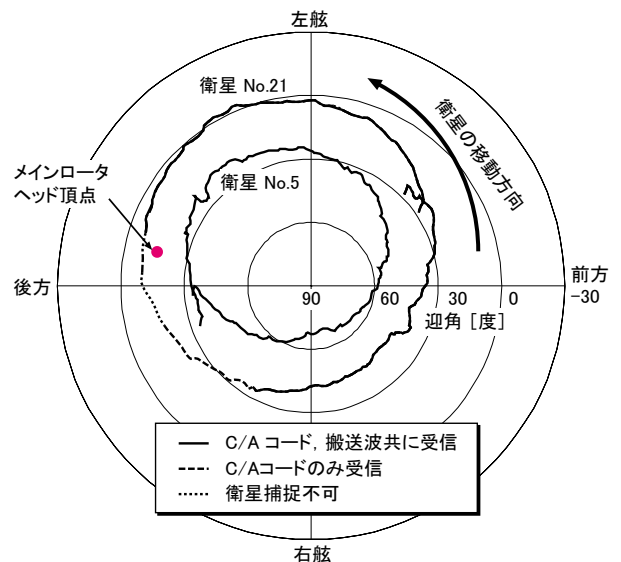


図 23 旋回中のGPS信号受信状況

かも捕捉できなかった領域を示している。衛星No.5は仰角が高いため旋回中も安定してC/Aコード、搬送波位相ともに捕捉できている。この結果から、メインロータ・ブレードはC/Aコード、搬送波位相ともに受信には影響を及ぼさないと考えられる。一方、仰角が低い衛星No.21については、メインロータ・ヘッドの陰に入った後に捕

捉不能となり、C/Aコードは数秒後に信号出力が回復しているが、搬送波のロックには時間がかかるため搬送波位相の出力の回復には10秒程度を要している。DGPS解の生成には4個以上の衛星のC/Aコードの瞬間値だけが得られればよいから、このような条件下でも比較的安定して測位解を生成することが可能であるが、KGPS解で誤差20～30cm以下の精度を達成するためには5個以上の衛星の搬送波位相を数百秒以上連続して捕捉する必要があるため、ここに示したような状況が発生した場合にはアンビグイティが正確に推定できずその精度が数m程度まで劣化する可能性がある（文献8）。今後、このような搬送波の受信が断続的となる条件下でも安定してKGPS解が得られる処理方法を検討する必要がある。

なお、固定翼機のMuPAL- α ではこのような問題は報

告されていない。機体上面に構造物の多いヘリコプタ特有の現象と思われる。

4.3 海保地上局補正信号の受信可能空域

海保地上局は船舶用に整備されたものであり、航空機で利用した実績は少ないため、飛行中の受信の安定性について評価を行った。海保地上局を用いた27回の実験飛行について受信状況を調査した結果を表8にまとめる。また、図24、25に飛行軌跡と受信状況を示す。図24は関東、中部地方における23回の飛行結果、図25は航技研の所在する東京都調布飛行場から北海道帯広空港までの飛行結果である。図中で飛行軌跡が一部途切れているのは、飛行中に計測を中断したためである。比較的海に近い大樹町周辺（5回）、名古屋・伊勢湾周辺（9回）、横



図24 飛行軌跡と海保地上局補正信号の受信状況（関東、中部地方）

表 8 海保地上局受信状況

飛行地域	飛行高度 範囲 [km]	補正情報が受信で きずに単独GPSに なった平均回数 (1時間当たり)	補正情報が受信で きずに単独GPSに なった平均時間 (1回当たり)	補正情報が受信で きずに単独GPSに なった最長時間 (1回当たり)
大樹町 5 FLT	0～3.0	0.1 回	1.5 秒	1.5 秒
栃木、桶川、調布 3 FLT	0～1.6	1.9 回	100 秒	419 秒
横須賀 2 FLT	0～0.7	0.3 回	0.5 秒	0.5 秒
八丈島、青ヶ島 5 FLT	0～1.5	1.9 回	43.5 秒	372 秒
飛騨 3 FLT	0.7～1.9	3.2 回	998 秒	3469 秒
名古屋・伊勢湾 9 FLT	0～2.0	0.7 回	0.5 秒	0.5 秒

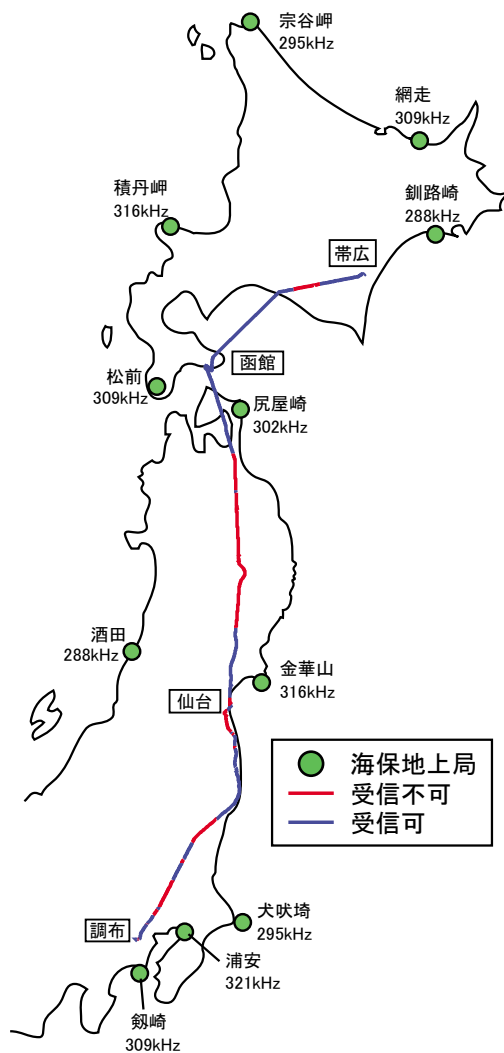


図25 飛行軌跡と海保地上局補正信号の受信状況(調布飛行場～帯広空港)

須賀周辺(2回)で実施した計16回の飛行については、常に安定して受信することができた(この間の最大飛行高度は約3kmであった)。一方、海上の飛行でも、伊豆諸島南端の八丈島、青ヶ島周辺で実施した5回の飛行では、30秒から数分に渡って補正信号が受信できないケースが数回見られた。また、内陸部の岩手県西部(1回)、岐阜県飛騨地方周辺(3回)、長野県南部(1回)で実施した計5回の飛行では、ほとんど補正信号が受信できなかった。関東周辺では、埼玉県桶川周辺及び調布飛行場の周辺空域での3回の飛行と調布から仙台への飛行(1回)の計4回の飛行において補正信号が受信できないケースが数回見られたが、調布から栃木への飛行(1回)では安定して受信が可能であった。

電波の受信状況は場所だけではなく飛行高度や大気条件等によっても左右されるため受信限界を明確にすることは困難であるが、高度3km以下で内陸10km程度までならほぼ問題なく受信可能と思われる。海保地上局を利用することによって新たに地上局を設置する必要がなくなるため、飛行実験を効率よく行うことが可能となるほか、航技研地上局を設置することが不可能な空域(海上等)での飛行実験も可能となる。

5. おわりに

MuPAL-ε搭載 DGPS の測位精度等評価飛行実験の結果について報告した。主な結果は以下のとおりである。

- (1) DGPS解の測位精度の評価をKGPS解との比較によって行った。基準となるKGPS解の精度はレーザー・トラッカによって確認した。DGPSの補正情報として航技研地上局を用いた場合の測位精度(95%確率値)は、水平面内0.4m、鉛直面内0.9mであり、海上保安庁の地上局を用いた場合の測位精度(95%確率値)は、水平面内1.0m、鉛直面内0.8mであった。

- (2) PDOPが3以下の条件下ではPDOPと測位精度の間に明確な相関は見られなかった。ただし旋回中に一時的にPDOPが40近くまで増大した状況では、DGPSの測位精度に、水平面内、鉛直面内ともに5m程度の誤差が生じることが確認された。
- (3) 航技研地上局を用いた場合、電波の到達範囲(20 km程度)内では基線長による測位精度への影響は認められなかった。ただし、100km程度離れた海上保安庁の地上局を用いた場合には水平面内の測位精度が0.6m劣化した。
- (4) DGPSの鉛直面内の測位誤差が高度100m当たり10～20 cm増大する傾向が見られた。機体と地上局との間の対流圏遅延の差に起因するものと思われる。
- (5) DGPSの測位誤差に対する飛行速度の影響は認められなかった。
- (6) DGPSの測位誤差の時間変動を調べた結果、振幅が大きく(数十cm程度)周期が長い(数分程度)変動と振幅が小さく(10cm程度)周期が短い変動が見られた。これらはともにトンネル型表示を用いた精密進入実験等の用途において問題となるものではない。
- (7) DGPS地上局からの補正情報を意図的に切断する実験を行ったが、その後1分程度の間に精度が急激に劣化することはなかった。またこの結果から、補正情報の更新レートが航技研地上局(1Hz)と海保地上局(0.2～0.5Hz程度)で異なることは測位精度には殆ど影響しないと推定される。
- (8) 位置情報がDGPSシステムから計測計算機に取り込まれるまでの時間遅れは、50～70msecと特定された(これは評価飛行実験当時の値で、現在では30～50msecに改善されている)。
- (9) GPSアンテナ周辺の構造物によるマルチパスの影響によってシュードレンジに最大1.5 m程度の誤差が生ずることが明らかとなった。
- (10) GPSアンテナ周辺の構造物により低仰角のGPS衛星の電波が遮蔽される現象が確認された。電波の回復後シュードレンジの捕捉は直ちに再開されるが、搬送波位相の捕捉には時間を要するため、この現象は特にKGPS処理に対して影響が大きい。
- (11) 海保地上局はMuPAL-εが主に飛行実験を行っている空域(北海道大樹町や名古屋・伊勢湾周辺)では安定して受信できることが確認されたが、内陸部(岩手県西部、岐阜県飛騨地方、長野県南部等)では受信できなかった。

以上の結果をまとめると、定常飛行状態ではGPS受信機のカタログ仕様値どおりの測位精度が得られることが確認された。ただし、旋回等のマヌーバ中は、PDOPの増大やマルチパスの影響によって比較的大きな誤差が生

じたり、またGPSアンテナの覆域に死角が生じて低仰角の衛星が捕捉不能になるなどの問題が明らかとなった。これらは胴体上部にメインロータやエンジン等の構造物が存在するヘリコプタでは普遍的に発生し得る問題であり、今回得られた結果が今後GPSを用いたヘリコプタの精密計器進入の実現に向けて有益な技術データとなることが期待される。

謝 辞

飛行実験の実施に際し、北海道大樹町の関係各位、三菱重工業(株)及び多摩川精機(株)の全面的な協力を得た。ここに感謝の意を表する。また、本稿の執筆に際し当所の航法システムグループに助言を得たことを付記する。

文 献

- 1) 奥野善則, 又吉直樹, 照井祐之, 若色薫, 穂積弘毅, 井之口浜木, 船引浩平, 「実験用ヘリコプタ MuPAL-εの開発」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-764, 2002年6月.
- 2) 船引浩平, 飯島朋子, 村岡浩治, 若色薫, 「トンネル型表示方式のヘリコプタへの適用」, 第39回飛行機シンポジウム, 岐阜, 2001年10月.
- 3) 張替正敏, 辻井利明, 村田正秋, 小野孝次, 稲垣敏治, 富田博史, 「DGPS/INS複合航法システムの理論精度解析とその飛行実証」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1398, 2000年1月.
- 4) 張替正敏, 辻井利明, 村田正秋, 小野孝次, 稲垣敏治, 富田博史, 増田靖宏, 「搬送波位相DGPS/INS複合航法による精密進入着陸航法システムの開発」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1399, 2000年1月.
- 5) 張替正敏, 辻井利明, 村田正秋, 新宮博公, 「搬送波位相 DGPS/INS 複合航法アルゴリズムの開発」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1416, 2000年12月.
- 6) 「ヘリコプターの計器飛行方式による飛行のための実施諸問題に関わる調査研究報告書」, 航空振興財団, 2002年2月.
- 7) 小野孝次, 岡田典秋, 稲垣敏治, 井之口浜木, 張替正敏, 辻井利昭, 水藤貴靖, 洲崎保司, 村澤健吾, 「レーザ追尾システムの開発と飛行実験による評価」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1331, 1997年7月.
- 8) 辻井利昭, 村田正秋, 張替正敏, 小野孝次, 稲垣敏治, “Development of Kinematic GPS Software, KINGS, and Flight Test Evaluation”, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1357T, 1998年10月.
- 9) Tsujii, T., Wang, J., Rizos, C., Dai, L., Harigae, M., Inagaki, T., Fujiwara, T., and Kato, T., “A technique for precise positioning of High Altitude Platforms

System (HAPS) using a GPS ground reference network.," 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Salt Lake City, Utah, 11-14 September, 2001.

- 10) 又吉直樹, 一見和彦, 「汎用 PC を用いた航空機 (MuPAL-ε) 搭載用計測システムの設計開発」, 日本航空宇宙学会第 32 期年会講演会, 2001 年 4 月.
- 11) Mora-Castro, E.J., Carrascosa-Sanz, and C., Ortega, G., "Characterisation of the Multipath Effects on the GPS Pseudorange and Carrier Phase Measurements.," 11th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Nashville, Tennessee, 15-18 September, 1998.

付録 1. WGS84 座標系から局所水平座標系への座標変換

WGS84 座標系から原点 O を中心とした NED (North-East-Down) 座標系への変換は, 次式で与えられる。

$$\mathbf{r}^{ned} = \begin{bmatrix} -\sin\eta\cos\lambda & -\sin\eta\sin\lambda & \cos\eta \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\eta\cos\lambda & -\cos\eta\sin\lambda & -\sin\eta \end{bmatrix} (\mathbf{r}^{wgs} - \mathbf{r}_o^{wgs}) \quad (\text{A1.1})$$

\mathbf{r}^{ned} : NED 座標系における機体位置

\mathbf{r}^{wgs} : WGS84 座標系における機体位置 (XYZ 表示)

\mathbf{r}_o^{wgs} : WGS84 座標系における NED 座標系原点 O 位置 (XYZ 表示)

η : WGS84 座標系における NED 座標系原点 O 緯度

λ : WGS84 座標系における NED 座標系原点 O 経度

NED 座標系から任意の局所水平座標系への変換は, 次式で与えられる。

$$\mathbf{r}^{lh} = \begin{bmatrix} \cos\xi & \sin\xi & 0 \\ -\sin\xi & \cos\xi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \mathbf{r}^{ned} \quad (\text{A1.2})$$

\mathbf{r}^{lh} : 局所水平座標系における機体位置

ξ : 局所水平座標系 X 軸と NED 座標系 North 軸がなす角度

付録 2. KGPS 測位解とレーザ・トラッカ計測結果の比較に必要な処理

KGPS 測位解は機体の GPS アンテナの位置を WGS84 座標系で出力し, レーザ・トラッカの計測結果は機体のレーザ反射鏡の位置をレーザ・トラッカ基準座標系で出力する。両者を比較するために, レーザ・トラッカの計測結果を WGS 座標系に変換し, レーザ反射鏡と GPS アンテナの位置の差の補正を行う。

レーザ・トラッカの計測結果は, レーザ発光位置を原点とした NED 座標系であるレーザ・トラッカ基準座標系における距離 L , 仰角 El , 方位角 Az で出力される。

$$\mathbf{r}_{lir}^{ned} = L \begin{bmatrix} \cos El \cos Az \\ \cos El \sin Az \\ -\sin El \end{bmatrix} \quad (\text{A2.1})$$

\mathbf{r}_{lir}^{ned} : NED 座標系における機体のレーザ反射鏡位置
これを次式の座標変換により WGS84 座標系に変換する。

$$\mathbf{r}_{lir}^{wgs} = \begin{bmatrix} -\sin\eta_o \cos\lambda_o & -\sin\lambda_o & -\cos\eta_o \cos\lambda_o \\ -\sin\eta_o \sin\lambda_o & \cos\lambda_o & -\cos\eta_o \sin\lambda_o \\ \cos\eta_o & 0 & -\sin\eta_o \end{bmatrix} \mathbf{r}_{lir}^{ned} + \mathbf{r}_o^{wgs} \quad (\text{A2.2})$$

\mathbf{r}_{lir}^{wgs} : WGS84 座標系における機体のレーザ反射鏡位置 (XYZ 表示)

\mathbf{r}_o^{wgs} : WGS84 座標系におけるレーザ・トラッカ基準座標系原点位置 (XYZ 表示)

η_o : WGS84 座標系におけるレーザ・トラッカ基準座標系原点緯度

λ_o : WGS84 座標系におけるレーザ・トラッカ基準座標系原点経度

次にレーザ反射鏡と GPS アンテナの位置の差を補正する。レーザ反射鏡は直径 152mm, 高さ 67mm の半球体をしており (図 5), 内部に 15 個のプリズムを持っているが, レーザがどのプリズムで反射されたかは特定できないので, ここではレーザ反射鏡の中心をレーザの反射位置とする。機体に固定された座標系 (機体軸) で表されたレーザ反射鏡中心から GPS アンテナまでの位置ベクトル \mathbf{l}^{body} を, 機体姿勢を表すオイラー角を用いて次式により NED 座標系の位置ベクトル \mathbf{l}^{ned} に変換する。

$$\mathbf{l}^{ned} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \mathbf{l}^{body} \quad (\text{A2.3})$$

ϕ, θ, ψ : 機体姿勢を表すオイラー角

さらに \mathbf{l}^{ned} は次式により WGS84 座標系の位置ベクトル \mathbf{l}^{wgs} に変換される。

$$\mathbf{l}^{wgs} = \begin{bmatrix} -\sin\eta_{lr}\cos\lambda_{lr} & -\sin\lambda_{lr} & -\cos\eta_{lr}\cos\lambda_{lr} \\ -\sin\eta_{lr}\sin\lambda_{lr} & \cos\lambda_{lr} & -\cos\eta_{lr}\sin\lambda_{lr} \\ \cos\eta_{lr} & 0 & -\sin\eta_{lr} \end{bmatrix} \mathbf{l}^{ned} \quad (\text{A2.4})$$

η_{lr} : WGS84 座標系における機体のレーザ反射鏡位置の緯度

λ_{lr} : WGS84 座標系における機体のレーザ反射鏡位置の経度

以上より, WGS84 座標系におけるレーザ・トラッカで計測した機体の GPS アンテナの位置 \mathbf{r}_{gps}^{wgs} は

$$\mathbf{r}_{gps}^{wgs} = \mathbf{r}_{lr}^{wgs} + \mathbf{l}^{wgs} \quad (\text{A2.5})$$

と表され, この値を KGPS 解と比較する。

付録 3. レーザ・トラッカの方位角誤差

ここでは, KGPS 解との比較で新たに明らかになったレーザ・トラッカの方位角誤差について記す。図 A3.1 に滑走路に直交する方向の往復飛行 (LEVEL_100) で得られたレーザ・トラッカの方位角誤差を示す。実線が往路で得られた方位角誤差, 破線が復路で得られた方位角誤

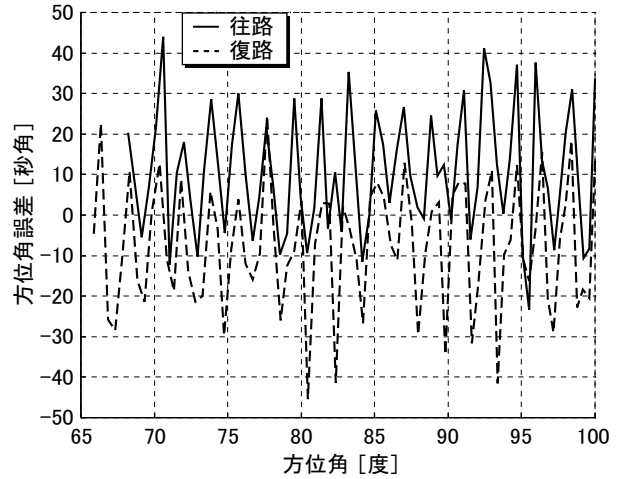


図 A3.1 レーザ・トラッカの方位角誤差

差であるが, ともに方位角に強く依存した振れ幅 30~40 秒角程度 ($1.45 \sim 1.94 \times 10^{-4} \text{rad}$) の誤差が現れている。レーザ・トラッカでは, 方位角は基準位置 (光軸中心) からのずれ ΔAz と架台の角度エンコーダ信号 Azm の和として得られるが, そのどちらかに方位角に依存した誤差が含まれていると考えられる。

独立行政法人 航空宇宙技術研究所報告 1460 号

平成 15 年 5 月 発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7 - 44 - 1
電話 (0422) 40 - 3935 〒182-8522
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区宮前 1 - 20 - 19

© 2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で
複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料
係にご連絡ください。
※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。



Printed in Japan

航空宇宙技術研究所報告

TR-1460