

ISSN 0389-4010
UDC 629.735.45
629.7.018.7
629.7.05

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1429

実験用ヘリコプタ MuPAL - ε によるメガフロート空港評価飛行実験 －第1回 ILS 等評価実験－

奥 野 善 則 ・ 又 吉 直 樹 ・ 穂 積 弘 毅
船 引 浩 平 ・ 石 井 寛 一 ・ 横 山 尚 志

2001 年 8 月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

航空宇宙技術研究所報告 1429 号

平成 13 年 8 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

© 2001 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-1429



目 次

概 要	2
略 号	2
1. 実験の位置付け	2
2. 実験内容	4
2.1 ILS 進入	4
2.2 ILS スイープ	5
2.3 R/W ローパス	6
3. 実験装置とデータ処理法	6
3.1 計測装置	6
3.2 データ処理法	10
3.3 精度検証	12
4. 実験結果	14
4.1 全般	14
4.2 ILS 進入	15
4.3 ILS スイープ	23
4.4 R/W ローパス	28
5. GS 電波の数値解析結果との比較検証	29
5.1 GS 誤差の計算方法	29
5.2 GS 誤差の計算結果	40
5.3 飛行実験結果との比較	40
5.4 比較検証のまとめ	45
6. まとめ	45
謝 辞	46
付録 1. DGPS 測量中の問題について	46
2. ILS 途中進入に関するパイロット・コメントと考察	46
3. GS 電波の変動に及ぼすロータ回転数の影響について	51
文 献	51

実験用ヘリコプタ MuPAL-ε によるメガフロート空港評価飛行実験*

－第 1 回 ILS 等評価実験－

奥 野 善 則^{*1}, 又 吉 直 樹^{*1}, 穂 積 弘 毅^{*1}
船 引 浩 平^{*1}, 石 井 寛 一^{*1}, 横 山 尚 志^{*2}

Flight Test Evaluation of the ILS on the Mega-Float Airport using the MuPAL-ε Research Helicopter*

Yoshinori Okuno^{*1}, Naoki Matayoshi^{*1}, Koki Hozumi^{*1}
Kohei Funabiki^{*1}, Hirokazu Ishii^{*1} and Hisashi Yokoyama^{*2}

ABSTRACT

Flight test evaluation of an Instrument Landing System (ILS) sited on the Mega-Float, an experimental floating airport, was conducted using the National Aerospace Laboratory of Japan's MuPAL-ε research helicopter. As a possible solution to the need for new airports, the Technological Research Association of Mega-Float has been developing floating airport technologies and has constructed the world's largest floating marine structure offshore of Yokosuka, in Tokyo Bay, as an experimental facility. This so-called Mega-Float has a runway measuring 1,000 meters long, 60 meters wide (the entire facility is up to 120 meters wide), and 3 meters thick. Since the Mega-Float is constructed mainly from steel, there is the possibility of electromagnetic influence affecting radio waves emitted by equipment such as ILS transmitters, radio altimeter, and Doppler velocimeter. The ILS glide slope radio signal, which is formed by both direct radio waves from an antenna and ground reflection waves, is thought to be particularly susceptible to such influences. To investigate possible radio anomalies, MuPAL-ε conducted ILS approaches to compare received ILS signals with accurate position data obtained from an onboard hybrid DGPS/INS navigation system. ILS sweep maneuvers that exploit the unique flight capabilities of a helicopter, such as hover, vertical climb and sideways flight, were also carried out around the ILS approach path. Some characteristic ILS signal errors were observed, such as a periodic fluctuation of the glide slope signal and an asymmetric variation of the localizer signal. Numerical analysis conducted by the Electronic Navigation Research Institute revealed that these radio anomalies were mainly due to the diffraction of radio waves by the edges of the Mega-Float structure, the control tower located beside its runway, and "dolphin" structures (piles to which the Mega-Float is moored in the open water). The presented ILS evaluation method was thus demonstrated to be effective for directly measuring the spatial distributions of ILS signal errors and clarifying their causes.

Keywords :Helicopter, ILS, Flight Test

* 平成 13 年 7 月 4 日受付 (received 4 July, 2001)

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

*² 電子航法研究所 (Electronic Navigation Research Institute)

概 要

メガフロート（超大型浮体式海洋構造物）技術研究組合および電子航法研究所との共同により、横須賀沖に建設されたメガフロート空港において、ILS（計器着陸システム）の電波特性等を評価するための飛行実験を実施した。メガフロート上に設置された ILS アンテナからの電波信号は、メガフロートの材質や周辺の構造物の影響により、地上空港の ILS とは異なる特性を有する可能性がある。航空宇宙技術研究所の実験用ヘリコプタ MuPAL-ε は、母機の ILS 受信機の出力を記録するとともに、DGPS/INS（ディファレンシャル GPS と慣性航法システムの複合装置）により自機の位置を正確に計測する機能を有するため、両者を比較することにより ILS の信号精度を求めることができる。また、ヘリコプタ特有の飛行能力、即ちホバリング、垂直上昇、左右横進等の飛行パターンにより、ILS の信号精度の空間的な変動を直接計測することが可能となる。この実験の結果、メガフロートの ILS の信号精度は場所ごとに異なる特性を有し、複雑なパターンで変化していることが明らかとなった。これらの飛行実験結果を電子航法研究所で行われた ILS 電波の数値解析結果と比較することにより、この複雑な変動パターンが、メガフロートの表面を形成するアスファルト舗装と構造材の鋼板との間の ILS 電波の多重反射、メガフロートのエッジ部分での電波の回折、およびメガフロート上の管制塔、ドルフィン（メガフロートを係留するための杭）、近くに位置する灯台等の構造物による電波の反射と回折、等に起因することが明らかとなった。また、今回の飛行実験では、ILS の電波特性の評価以外に、陸上の空港やヘリポートへ着陸進入する場合との比較によるパイロット・ワークロードの評価、電波高度計やドップラー速度計といった電波を利用する計器類の動作確認、およびメガフロート上での騒音計測等も実施され、これらの観点からは陸上空港と有意な差がないことが確認された。

略 号

ADI	Attitude Director Indicator
AFCS	Automatic Flight Control System
DAT	Digital Audio Tape
DGPS	Differential GPS
EPNL	Effective Perceived Noise Level
FAA	Federal Aviation Administration
FMS	Flight Management System
GPS	Global Positioning System
GS	Glide Slope
HSI	Horizontal Situation Indicator
ICAO	International Civil Aviation Organization
ICS	Internal Communication System
ILS	Instrument Landing System
INS	Inertial Navigation System
KGPS	Kinematic GPS
LLZ	Localizer
OM	Outer Marker
PCM	Pulse Code Modulation
PNLT	Tone Corrected Perceived Noise Level
PNLTM	Maximum Tone Corrected Perceived Noise Level
QFE	atmospheric pressure at aerodrome elevation
R/W	Runway
RA	Radio Altitude
SPL	Sound Pressure Level
WP	Waypoint

1. 実験の位置付け

メガフロート（超大型浮体式海洋構造物、文献1.1）を空港またはヘリポートとして利用する場合に必要な技術データの取得を目的とする飛行実験を、メガフロート技術研究組合および運輸省（当時、現独立行政法人）電子航法研究所との共同により実施した。横須賀沖に設置された滑走路長1000mの浮体空港モデル（図1.1および表1.1参照）において、当所の保有する実験用ヘリコプタ MuPAL-ε（図1.2）を用いた飛行実験を2回にわたって実施した。第1回飛行実験（平成12年6月12～17日）ではメガフロート上に設置された ILS の精度評価を中心に主に実運用の観点からの評価が行われ、第2回飛行実験（平成12年10月24～27日）では「トンネル・イン・ザ・スカイ」を用いた曲線進入の実験が行われた。本報告書はこのうち第1回飛行実験の結果をまとめたものである。

メガフロートを空港として利用する場合の問題点として、まず初めに波浪による滑走路全体の動揺や変形が考えられるが、離着陸の際に滑走路を必要としないヘリコプタについては、これらは大きな問題とはならない。また、海の上という立地条件も、埋め立て空港、あるいは海に面して設置されたヘリポートと比較して、飛行技術上特に問題となる点はないと考えられる。

もう一つの問題点として、メガフロート全体が鋼鉄製であるため、航空機や地上設備の機器類に電磁的な影響を及ぼす可能性が指摘されている。横須賀沖メガフロ



図 1.1 横須賀沖メガフロート



図 1.2 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε

表 1.1 横須賀沖メガフロートの主要諸元

係留場所	横須賀港追浜地区（水深約 20m）
主要寸法	1000m × 60m（最大 121m） × 3m（喫水 1m），中央部 0.3m キャンバー
面積	約 84,000m ²
主要部材質	日本海事協会（NK）規格軟鋼
板厚	甲板・船底 中央部：15mm，側部：12.5mm，側外板：12.5mm
鋼材重量	浮体：約 37,000ton，係留装置：約 3,000ton
塗装・舗装	上甲板：80mm アスファルト舗装，側壁：塩化ゴム（105～140）塗装，船底：タールエポキシ（100μ）および3年もの電気防食
甲板強度	分布荷重：6ton/m ²

トには ILS（計器着陸システム）が設置されているが，メガフロートの材質等の影響によって陸上空港に設置された ILS とは異なった電波特性を持つ可能性がある。特にグライド・スロープ（GS）の電波は，アンテナからの直接波と地面からの反射波の合成により形成されるため，地表面の性質による影響を受けやすい。このような観点から，航空局の飛行検査機（YS-11），電子航法研究所の実験用航空機（ビーチクラフト B99），当所の実験用航空機 MuPAL-α（ドルニエ Do228）等が飛行試験を行い，詳細な技術データの蓄積が進められていた。ただし，ヘリコプタによる評価は初めてであったため，今回の飛行実験では特にヘリコプタの特長を活かした評価方法として，ILS コース上でホバリング，垂直上昇，横進などを行って ILS 電波を受信し，その時間的および空間的変動を計測する試みを実施した。MuPAL-ε は，母機の ILS 受信機の出力を記録する機能を有し，また実験用に搭載されている DGPS/INS 複合装置によって飛行中の機体の位置を高精度（1m 程度）で計測することが可能なため，両者を比較することにより ILS の信号精度を検証することができる。ILS の信号精度の空間的変動（特に鉛直方向）を直接計測した例は世界でも希少であり，これらの実験結果は電子航法研究所で行われているメガフロート上の ILS の電波特性の数値解析の比較検証用データとして供用された。

さらに今回の実験では，通常固定翼機では用いないような進入方式，即ち ILS コースに滑走路近くから途中進入するような経路を設定し，ILS の受信状況を確認する実験も行った。このようなデータは，将来メガフロート空港をより高度に利用するために有用となる。

なお，横須賀沖のメガフロート上の ILS は実験用に設置されたものであり，本来の設置基準（アンテナ前面の設置面積や周辺の障害物の制限等に関する基準）を満足していない。従って，今回の実験で得られた ILS の電波特性に関するデータは，このメガフロート固有のもので

表 1.2 単位換算表

	読み	換算値
dot	dot	本文 3.2 (1) 参照
fpm	feet per minute	0.00508m/s
ft	feet	0.3048m
kt	knot	0.5144m/s
nm	nautical mile	1852m
rpm	revolutions per minute	0.1047rad/s

あり，メガフロート全般に適用されるものではない点に留意する必要がある。

また ILS 以外にも，母機に搭載される計器のうち電波を用いるもの，即ち電波高度計やドップラー速度計等もメガフロートの材質による電磁的な影響を受ける可能性が考えられる。これらの母機計器の出力精度を検証するため，メガフロートの滑走路上空をローパスする試験を実施した。

さらにこの試験と並行し，メガフロート上にマイクを設置してヘリコプタの機外騒音の計測も行った。メガフロートは鋼鉄製であることに加えて内部が多数の小区画からなるセル構造のため，航空機の騒音が内部で反響して陸上空港とは異なる騒音特性を示す可能性がある。メガフロート上で計測した騒音データと平成 12 年 10 月に北海道大樹町多目的航空公園で実施した陸上空港での騒音計測試験結果とを比較することにより，その差異について検討した。

なお，本報告書では飛行試験の慣例により航空機の計器表示の各単位が用いられている。SI 単位への換算値を表 1.2 に示す。

2. 実験内容

飛行実験の内容は下記のとおりとした。これらのケースを 1 回のフライト（約 2 時間）内で実施し，同じ内容で 3 回のフライトを行う計画とした。

2.1 ILS 進入

(1) ILS 通常進入

図 2.1.1 にメガフロート空港（方位 28）に設定された場周経路を示す。この経路に沿って高度 2000ft（約 600m），滑走路（GS アンテナの位置）からの距離約 6.3 nm（11.6km）の地点から通常の手順で ILS 進入を行う。進入速度は 90kt（46m/s）とし，実着陸は行わず高度 200ft（約 60m）で復行する。GS および LLZ の受信状況を確認するとともに，パイロット・コメントにより通常の陸上空港に進入する場合との相違点を明らかにする。

なお，MuPAL-ε では ILS のデータを左席（コパイロット席）の受信機から分岐して記録している。左右の ILS

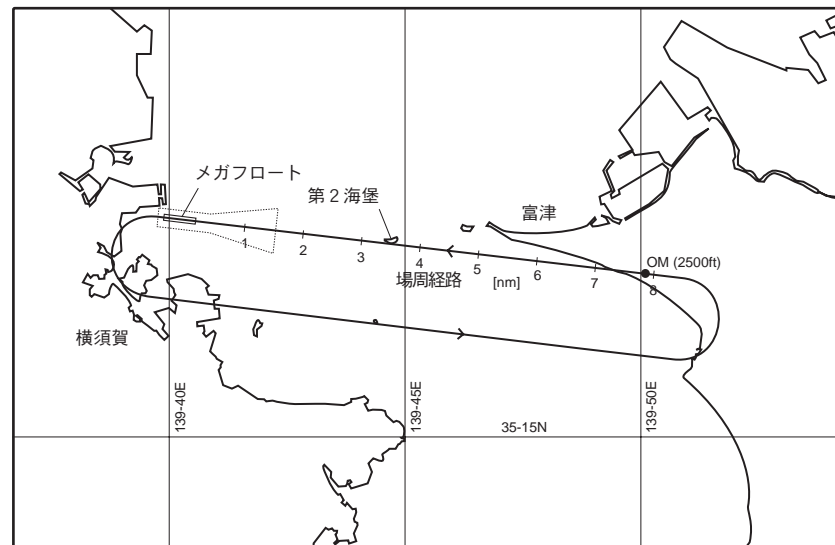


図2.1.1 ILS 通常進入の場周経路

で若干指示の差が生ずる可能性もあるため、本実験は左席の操縦で実施する。

(2) ILS 途中進入

ヘリコプタが通常のILS進入を行う場合、進入速度が遅いため固定翼機と十分な間隔を空ける必要があり、トラフィックを阻害する。特に離着陸頻度の高い空港では、ヘリコプタはクリアランスがとれるまで上空で長時間待機することになる。将来GPSを用いた精密進入が実現されればこのような問題も解決されるが、過渡期にはGPSを用いてウェイポイント (WP) を設定し、ILSコースに途中から迎合 (キャプチャ) するような経路を設定することも有効である。ここでは、ヘリコプタの特長を活かしたILS進入方式として、横からキャプチャする飛行パターン (図2.1.2 (1)) および経路角 6° で降下しながら上からILSコースをキャプチャする2段進入 (図2.1.2 (2)) の飛行パターンを設定した。上からのキャプチャの場合、実際には速度90kt、降下率1000fpm (約5 m/s) で降下した (無風の場合降下角は 6.3° となる)。GSの電波はその性質上、基準角度の整数倍の進入角度の疑似信号を発生する可能性があるため、一般には上からのキャプチャは行われていないが、今回はこのような経路を飛行した場合のILS電波の受信状況を確認することを目的として飛行実験を行った。

機上でパイロットがウェイポイントの位置を知るために、図2.1.3に示す計器板上の実験用ディスプレイ装置に、図2.1.4 (1) に示すようなマップ・ディスプレイを表示する。なお、このディスプレイは正式な航法装置として認可されたものではないため、左席コパイロットがディスプレイを見ながら機内通話装置 (ICS) を通して飛行コースを誘導し、右席パイロットが操縦を行う。

2.2 ILS スイープ

メガフロート上からのILS電波が陸上空港の場合と異なる可能性として、波浪動揺による時間的変動と材質・構造等の影響による空間的変動が考えられるが、通常のILS進入を行う実験では両者の影響を区別することは困難である。ここでは、ヘリコプタの特長を活かし、ILS電波の時間的および空間的変動を個別に捉えるために以下のような飛行パターンを設定した。

(1) ILS ホバリング

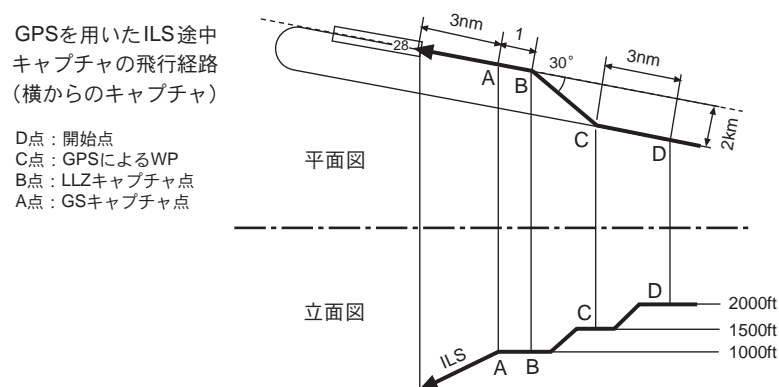
ILSコース上、高度1000ft (約300m) と500ft (約150m) 付近でホバリングを行い、ILS電波の時間的変動を計測する。ホバリング位置は滑走路 (GSアンテナの位置) からそれぞれ約3.1 nm (5.8 km)、1.6 nm (2.9 km) の地点となる (図2.2.1)。ホバリング位置の指示は図2.1.4 (2) に示したようなディスプレイを計器板上に表示し、左席コパイロットがICSを通して誘導し、右席パイロットが操縦する。また高度1000ftのケースでは「第2海堡」 (図2.1.1) を地上の目標物として参照する。

(2) ILS (GSおよびLLZ) スイープ

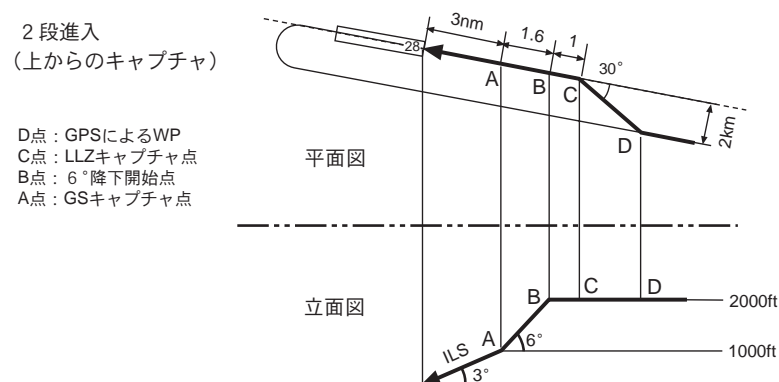
ILSコース上、高度1000ftと500ft付近で、機首方位を滑走路に向けた状態で垂直上昇 (GSスイープ) および微速横進 (LLZスイープ) を行い、ILS電波の空間的変動を計測する。図2.2.1に飛行パターンのイメージ図を示す。計測範囲は、パイロットのワークロードを考慮して、上下方向 ± 120 ft、左右方向 $\pm 160 \sim 180$ m とする。これは高度1000ftと500ftでそれぞれGS、LLZとも1dot, 2dotに相当する。

(3) LLZ ローパス

高度200ft (約60m) では、H-V線図の制限によりホバリングができないため、速度80kt (41m/s) 程度でILSコースを横切る方向に飛行し、ILS電波の変動を計測す



(1) 横からの途中進入



(2) 上からの途中進入（2 段進入）

図 2.1.2 ILS 途中進入の飛行パターン

る（図 2.2.1 参照）。飛行経路は滑走路（GS アンテナ）から 0.6nm（1.2km）地点となり、図 2.1.4（1）と同等のディスプレイにより表示する。

2.3 R/W ローパス

(1) 電波高度計およびドップラー速度計の精度検証

メガフロート上では材質・構造等の影響により、電波を用いる計器類、即ち電波高度計やドップラー速度計が陸上空港の場合と異なった指示をする可能性がある。ここでは滑走路上空を高度 300ft（約 90m）でローパスし、電波高度計とドップラー速度計の出力を DGPS/INS による計測結果と比較してその精度を検証する。

(2) 騒音計測

メガフロートの材質・構造等の影響により、ヘリコプタの地上騒音（機外騒音を地上で測定した値）が陸上空港の場合と異なった特性を持つ可能性がある。この影響を調べるため、上記（1）の実験の際に滑走路上にマイクを設置して騒音計測を実施する。

ヘリコプタの地上騒音の計測方法は国際民間航空機関（ICAO）によって詳しく規定されている（文献 2.1）。こ

れによれば、地上高度 150m を速度 $0.9 \times V_H$ （ V_H は最大水平速度で MuPAL-ε の場合 140kt（72m/s））で水平飛行し、図 2.3.1（1）に示すように飛行経路の直下、および左右各 150m 離れた地点に計 3 本のマイクを設置して計測することが規定されている。メガフロート上でこの規定を満足するマイク配置を実現することは困難なので、図 2.3.1（2）に示すように飛行経路直下、左右 27m（左端一杯）、および右側 90m（右端一杯）の位置に計 4 本のマイクを設置することとした。また、飛行経路とマイク位置との幾何学的な相似（音の伝搬特性に影響する）を保つため、飛行高度も約 90m（300ft）とした。なお、騒音計測の際の機体重量は最大重量の 90% 以上と規定されているため、本実験項目は各フライトの最初に実施する。

3. 実験装置とデータ処理法

3.1 計測装置

(1) 機上計測装置と ILS データ

飛行データは MuPAL-ε に標準装備される計測システムで計測・記録する。今回の実験で解析に使用したデー

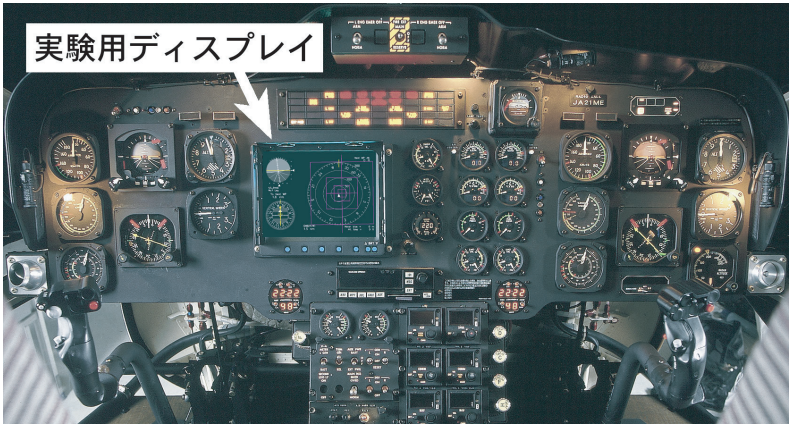
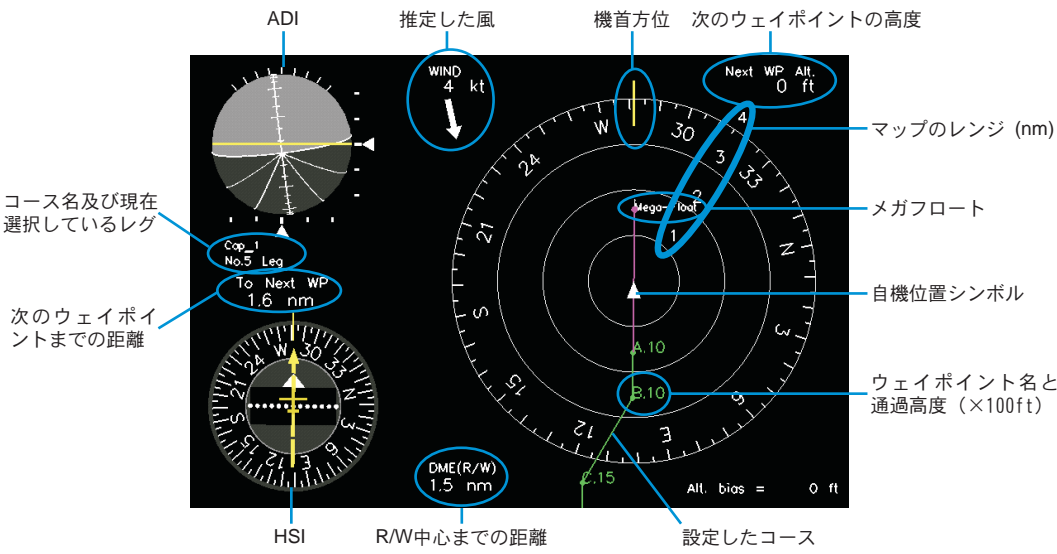
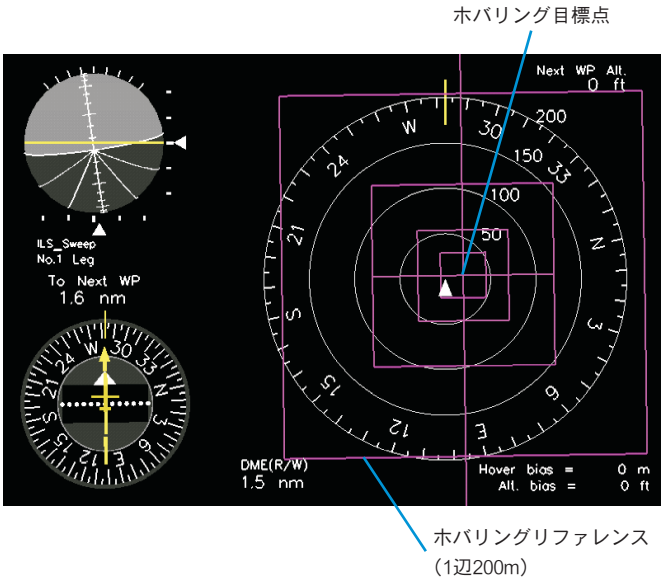


図 2.1.3 MuPAL-ε の計器板



(1) ILS途中進入用ディスプレイ



(2) ILSホバリング用ディスプレイ

図 2.1.4 実験に用いたディスプレイの例

ILSスコープ/LLZローパス のイメージ

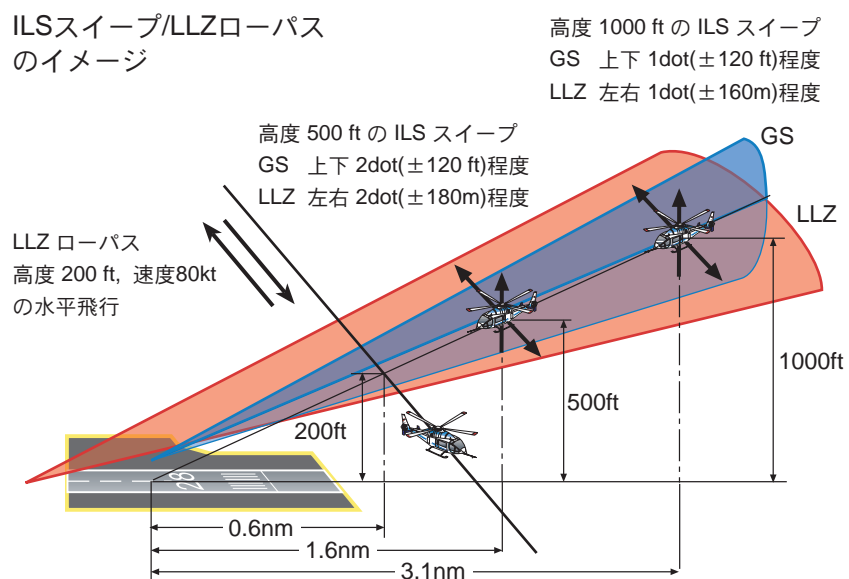


図 2.2.1 ILS スコープ/LLZ ローパスのイメージ図

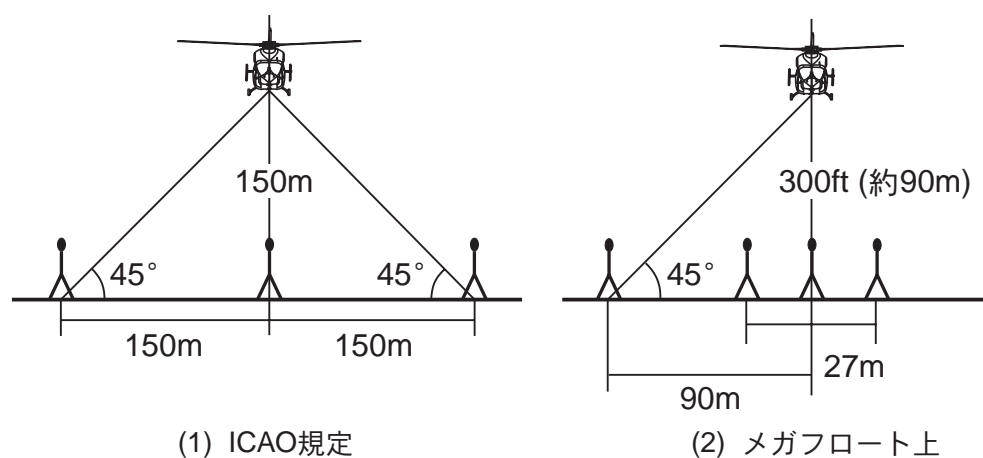


図 2.3.1 ICAO の規定とメガフロート上のマイク配置の比較

タを表 3.1.1 にまとめる。

ILS データは母機搭載の GS および LLZ 受信機の信号を分岐して記録している。左右操縦席用に個別の受信機が搭載されているが、記録は左席（コパイロット席）のみとなる。

本報告書では ILS データを航空機の計器に表示される dot の単位で表記する。図 3.2.1 に MuPAL-ε の姿勢指示器（ADI）を示す。GS ポインタは自機が ILS コースの下にいたときに上側に指示し、LLZ ポインタは ILS コースの左側で右側に指示する。これらの指示を正方向と定義する。計器表示はおよそ ±2 dot がフルスケールとなる。

(2) 地上騒音計測装置

地上騒音は 4 本のマイクロフォンによる騒音データを 1 台の DAT 式レコーダで記録する。GPS を用いたタイム・コード・ジェネレータにより時刻データを付加し、機



図 3.2.1 MuPAL-ε の姿勢指示器（ADI）

表 3.1.1 変数の定義

センサー	変 数	座標系	変数名	単 位	符号（正方向）
DGPS/INS	機体位置	メガフロート 固定	R/WX	m, nm	図 3.2.2 参照
			R/WY	m, nm	
			R/WZ , Height	m, ft	
	機体速度	機体座標系	U	kt, m/s	前進
			V	m/s	右進
			W	m/s	降下
	機体姿勢角	オイラー角	Roll, Φ	deg	右バンク
			Pitch, Θ	deg	頭上げ
			Yaw, Ψ	deg	右旋回
	機体角速度	機体軸	P	deg/s	右バンク
			Q	deg/s	頭上げ
			R	deg/s	右旋回
	機体加速度	機体軸	a_x	m/s ²	前
			a_y	m/s ²	右
			a_z	m/s ²	下
	捕捉衛星数	—	—	—	—
	GPS 受信状況	—	—	—	—
	GPS PDOP 値	—	—	—	—
標準ピトー	対気速度	—	—	kt	—
	気圧高度	—	—	ft	—
	昇降率	—	—	fpm	上昇
	外気温度	—	—	℃	—
母機ピトー	母機対気速度	—	—	kt	—
	母機気圧高度	—	—	ft	—
電波高度計	電波高度	—	RA	ft	(500ft 以下)
	電波高度（高）	—	RA_H	ft	(500ft 以上)
ドップラー速度計	対地速度	機体座標系	V_x	m/s	前進
			V_y	m/s	右進
			V_z	m/s	降下
ILS	グライドスロープ	—	GS	dot	上指針
	ローカライザ	—	LLZ	dot	右指針
AFCS コンピュータ	AFCS ゲイン	—	—	—	—

上のデータと時刻同期をとることが可能である。

3.2 データ処理法

(1) DGPS/INS データから ILS データへの変換

DGPS/INSが出力する機体位置データとILS受信機の信号、および電波高度計、ドップラー速度計の出力を比較するため、以下のような手順でデータ処理を行う。

DGPS/INSの機体位置データはWGS-84座標系で出力されるため、まずメガフロート R/W 固定座標系に変換する必要がある。この際に問題となるのは、メガフロートが海面に浮いているため潮位の補正が必要となる点である。ここでは海上保安庁水路部発表の潮汐情報を用いた。なお、電波高度計、ドップラー速度計との比較は局所水平座標系（地球の丸みを考慮した座標系）で行う。

メガフロート R/W 固定座標系は、X軸が滑走路中心線上（方位 28 方向が正）、Y軸が GS アンテナ基準点上、Z軸が鉛直方向（上向きが正）と定義する。図 3.2.2 にメガフロート R/W 固定座標系の定義と各基準点の座標を示す。GS、LLZ アンテナの基準点、および座標原点等については、飛行実験に先立ち平成 12 年 5 月 22 日にキネマティック GPS（精度数 cm）を用いて測量した結果に基づいており、また騒音計測用マイクの設置点およびヘリポート・マークの中心点等については、今回の飛行実験の期間中に、海上保安庁が全国に整備する地上局からの中波ビーコン信号を利用する DGPS（精度約 1m）によって測量した結果を用いている。なお、中波ビーコン信号を利用する DGPS を用いた測量中に発生した問題について付録 1 に述べる。

DGPS/INS が出力する機体位置データ（ $x_{RW}^{AC_GPS}$ と表す）は機体の GPS アンテナの位置が基準となっているため、これを機体の GS および LLZ アンテナの位置 $x_{RW}^{AC_GS}$ 、 $x_{RW}^{AC_LLZ}$ に換算する。各アンテナの位置を図 3.2.3 に示す。

次に、地上の GS アンテナの位置 $x_{RW}^{RW_GS}$ から $x_{RW}^{AC_GS}$ の仰角 ϕ_{GS} 、および地上の LLZ アンテナの位置 $x_{RW}^{RW_LLZ}$ から

$x_{RW}^{AC_LLZ}$ の方位角 λ_{LLZ} をそれぞれ計算する。

$$\phi_{GS} = \arctan(-\Delta z_{GS} / -\Delta x_{GS})$$

$$\lambda_{LLZ} = \arctan(-\Delta y_{LLZ} / -\Delta x_{LLZ})$$

ここで、

$$\Delta z_{GS} : x_{RW}^{AC_GS} - x_{RW}^{RW_GS} \text{ の Z 軸成分,}$$

$$\Delta x_{GS} : x_{RW}^{AC_GS} - x_{RW}^{RW_GS} \text{ の X 軸成分,}$$

$$\Delta y_{LLZ} : x_{RW}^{AC_LLZ} - x_{RW}^{RW_LLZ} \text{ の Y 軸成分,}$$

$$\Delta x_{LLZ} : x_{RW}^{AC_LLZ} - x_{RW}^{RW_LLZ} \text{ の X 軸成分}$$

ILS ポインタの指示は基準角からのずれに比例すると仮定する。即ち、

$$\dot{\phi}_{GS} = \frac{\phi_{GS} - \phi_{GS}^{ref}}{\delta\phi_{GS}}$$

$$\dot{\lambda}_{LLZ} = \frac{\lambda_{LLZ} - \lambda_{LLZ}^{ref}}{\delta\lambda_{LLZ}}$$

ここで、

$$\phi_{GS}^{ref} : \text{GS の基準角,} \quad \text{メガフロートでは } 3.0^\circ$$

$$\delta\phi_{GS} : \text{GS1dot 当たりの角度,} \quad \text{メガフロートでは } 0.36^\circ$$

$$\lambda_{LLZ}^{ref} : \text{LLZ の基準角,} \quad \text{メガフロートでは } 96.9^\circ$$

$$\delta\lambda_{LLZ} : \text{LLZ1dot 当たりの角度,} \quad \text{メガフロートでは } 1.5^\circ$$

(2) 時刻同期

本来 MuPAL-ε 搭載の計測システムでは、全てのデータを計測データ処理計算機に取り込み、GPS 時刻に同期したタイム・タグを付加して半導体ディスクに一元的に記録される。しかし、今回の実験期間中、アナログシステムの信号を処理するシグナル・コンディショナからの PCM 信号を計測データ処理用計算機に取り込むためのインターフェイス・ボードに不具合が生じ、応急措置として別途 DAT テープを用いる PCM レコーダを機体に搭載してアナログシステムからのデータを記録した。このため、アナログシステムの記録データにはタイム・タグが付加されておらず、デジタルシステムからの記録データとの時刻同期がとれない。今回の実験に関連する計測項目を接続システムで区分すると以下ようになる。

・デジタルシステム…DGPS/INS、標準（計測用）ピトー、ド

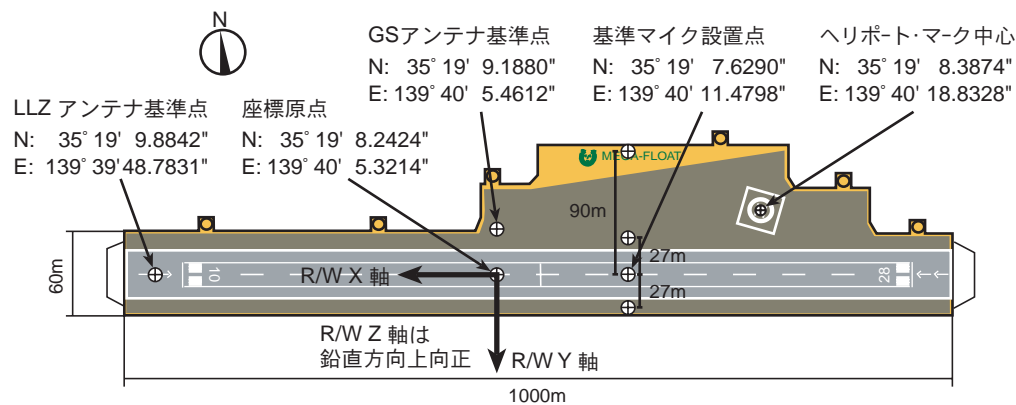


図 3.2.2 メガフロート R/W 固定座標系と基準点の座標

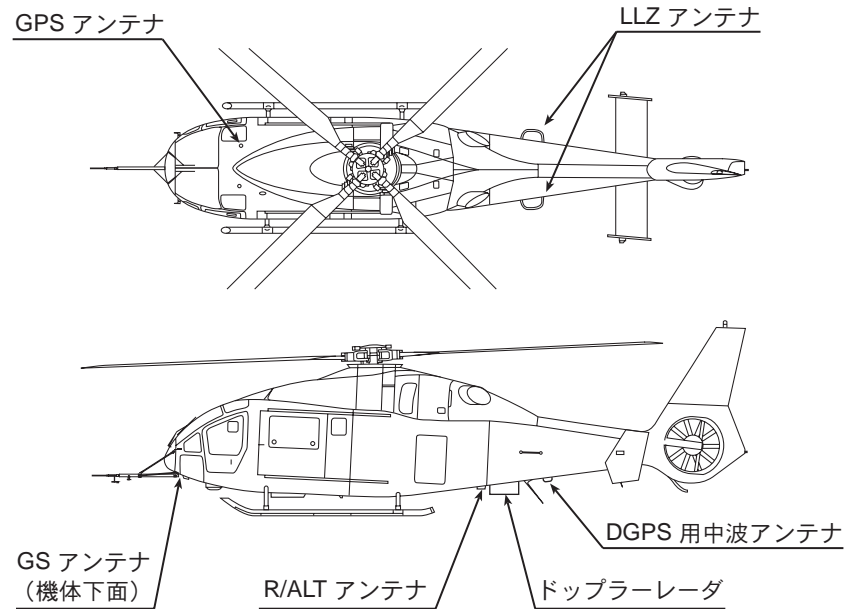


図 3.2.3 機体の各アンテナの位置

アップラー速度計

- ・アナログ系統…ILS (GS, LLZ), 電波高度計, 母機ビトー

DGPS/INSとILSおよび電波高度計のデータを比較するために、下記の処理によってデジタル／アナログ系統間の時刻同期をとった。

- ・イベント・スイッチによる同期
機上計測員がGPS時刻に同期してイベント・スイッチを押し、そのタイミングをアナログ系統で記録する。この方法での同期精度はせいぜい0.5秒程度である。
- ・DGPS/INSと電波高度計の出力の比較による同期
後に図4.4.1(1)に示すように、DGPS/INSから求めた対地高度と電波高度計の出力は精度良く一致するため、両者のデータの相関が最も高くなるように電波高度計、即ちDAT内のアナログ・データの基準時刻を決定した。この方法による同期精度は0.1秒程度が期待できる。ただし、この方法では、電波高度計の内部の時間遅れを補正してしまうため、他のアナログ・データの時間を進ませってしまうことになるが、電波高度計の時間遅れは0.1秒に比べて小さいと思われるため、この影響は無視している。

(3) 騒音データ処理

本実験で取得した騒音データはICAOの規定により実効感受騒音レベル (EPNL) に換算して評価する。以下にその手順について述べる。

- ・DATに録音された騒音データに対し50Hzから10kHzまでの24の1/3オクターブバンドで0.5秒毎に音圧レベル (SPL) を求める。

- ・聴感の周波数特性を考慮するために、SPLを「騒がしさ」を表す感覚曲線であるnoy値に変換し、各時間ごとの最大のnoy値に重みを付けて足し合わせ、感受騒音レベル (PNL) とする。
- ・機外騒音の中に特異音（特定の周波数の音、特に純音成分）が存在するときは、音圧レベルに基づいて補正値を算出し、PNLに加えて純音補正感受騒音レベル (PNLT) とする。
- ・継続時間を考慮するために、PNLTがその最大値から10dB下がるまでの間でエネルギー的に積分し、10秒間での平均値を求める。この平均値が実効感受騒音レベル (EPNL) となる。
- ・飛行経路、気温、湿度の基準値からのずれに起因する騒音の減衰量についての補正量を算出し、EPNLに加算する。具体的にはまず、純音補正感受騒音レベルの最大値 (PNLTM) の元となる騒音を放出した瞬間の機体の位置を求め、その時の騒音の伝播経路長を L 、飛行経路と騒音伝播経路のなす角を θ とする。次に、基準経路を飛行したと仮定したときに基準経路と騒音伝播経路とのなす角が θ となる点を求め、このときの騒音伝播経路長を L_r とする。 L と L_r の相違により、以下について補正を行う。

- ・音のエネルギーが音源からの距離の2乗に反比例することによる差
- ・基準の気温・湿度からのずれに伴う空気の吸音減衰率の差
- ・基準の気温・湿度における吸音減衰率から求めた、経路長 L と L_r の吸音減衰量の差

これらの補正をPNLTMを求めた各1/3オクターブバンド毎の音圧レベルに対して行い、得られた純音補正感受騒音レベル (PNLT_rとする) と元のPNLTMとの差が最終的な補正量となる。これをEPNLに代数的に加算する。

- ・継続時間に関する補正として、機体速度（地面への投影を用いる）の基準値からのずれによる騒音の継続時間の差と、騒音伝播経路による継続時間の差について補正量を計算し、EPNLに加算する。
- ・機体重量が最大離陸重量より小さいことに起因する補正量を、ICAOによるEPNLの基準値を求める式から計算し、EPNLに加算する。

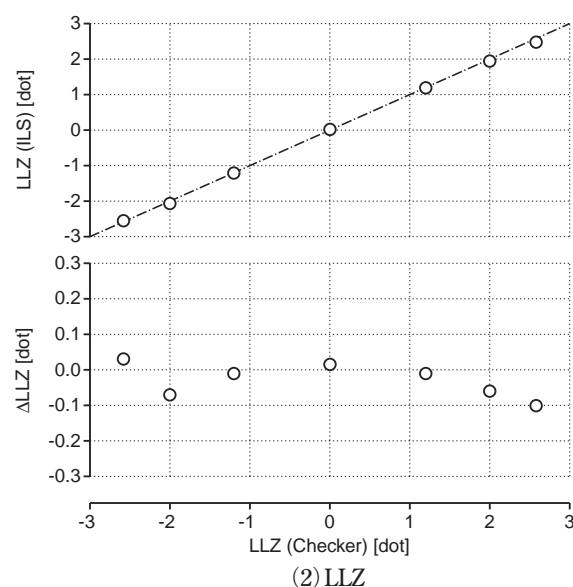
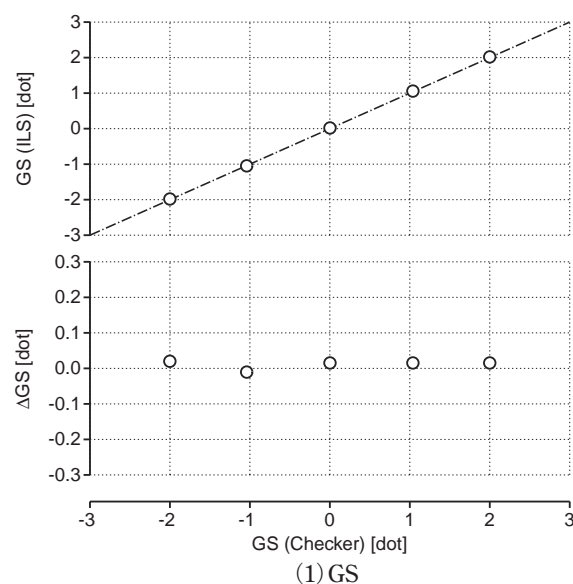


図 3.3.1 ILS 精度検証試験結果

3.3 精度検証

今回の実験の実施時期（平成12年6月）がMuPAL-εの導入（平成12年3月）間もなくであったため、各計測データの精度検証が未だ十分に行われていなかった。ここでは今回の実験において最も重要な計測項目であるILSとDGPS/INSによる機体位置データについて精度検証を行った。

(1) ILS

MuPAL-εに搭載されているILS受信機（Beindix/King製KNR634A）の仕様精度は0.1dot程度である。ここでは、ILSチェッカー（IFR, Inc. 製NAV-402AP）を用いて実際の精度を検証した。図3.3.1に結果を示す。図の横軸はチェッカーの出力する値、縦軸は機上受信機から記録した値とその差分（機上－チェッカー）を示している。GSは±2 dotの範囲内で線形性が良く、誤差は±0.02dot以内に収まっている。ただし、試験中に時々指示がゼロになりOFF FLAG（図3.2.1）が出る現象が見られた。この現象は左席のGS受信機（計測データは左席の受信機から取得している）のみに発生したので、受信機側の問題と思われる。飛行実験データにもGSの指示が時々不安定になるケースが見られた。ただし、安定して受信されている時の精度には問題がない。一方、LLZは指示値0dotの付近ではGSと同様精度が安定しているが、±2.5 dotの範囲では最大0.1 dot程度の誤差が生じている。

図3.3.2はチェッカーの出力を切り替えた際の受信機出力の応答の時歴を示したものである。GS、LLZ受信機とも約0.4秒の時間遅れが生じている。通常の飛行にはこの程度の時間遅れは問題にはならないが、今回行う実

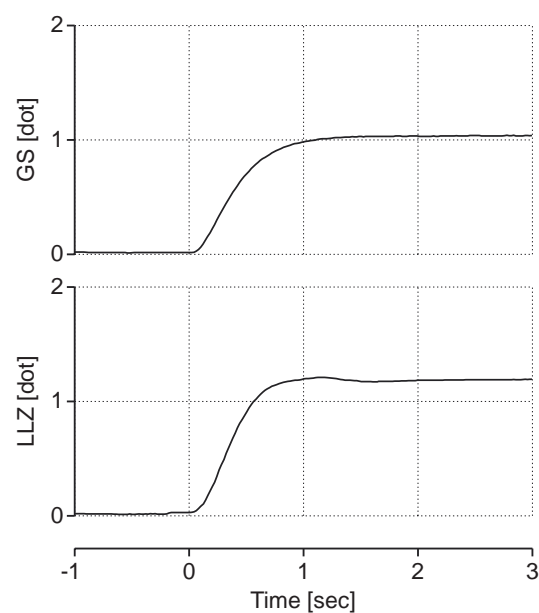
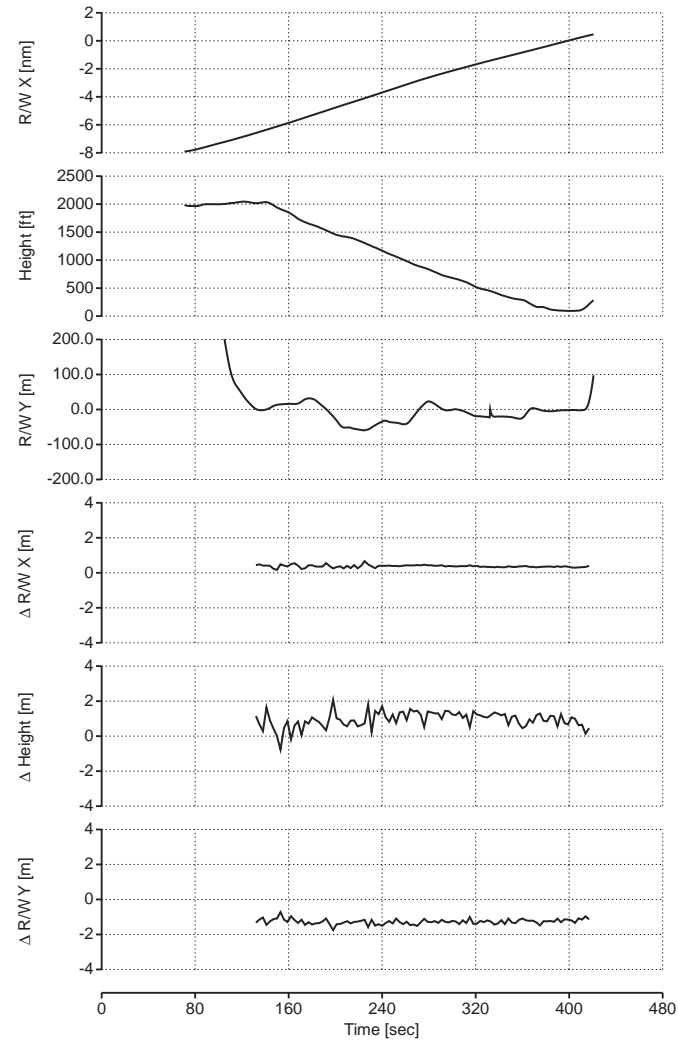
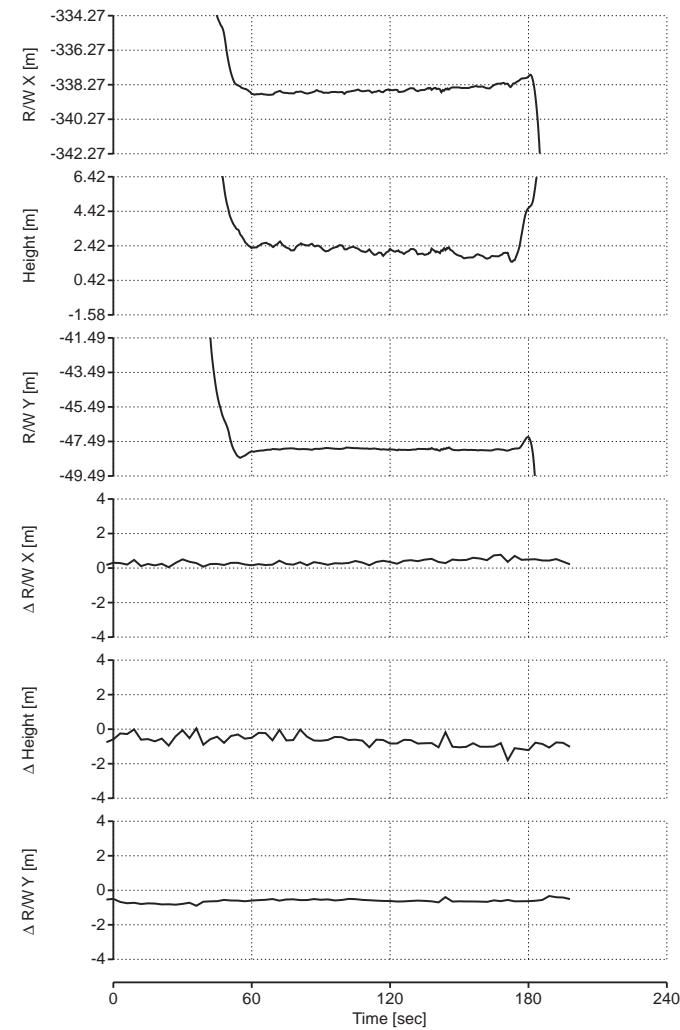


図 3.3.2 ILS 受信信号の時間応答



(1) ILS進入中



(2) メガフロート上着地中

図 3.3.3 キネマティック GPS による DGPS/INS の精度検証

験の中にはLLZ信号が急激に変化するケース(LLZローパス)も含まれるため、この時間遅れによる影響が誤差となって現れる可能性がある(4.3(4) 参照)。

なお、ここに示した精度検証結果は本報告書でのデータ処理には反映されていない。飛行実験データにはこの程度の誤差が含まれる可能性がある点に留意する必要がある。

(2) DGPS/INSによる機体位置データ

MuPAL-εに搭載されるDGPS/INSは、海上保安庁が全国に整備するDGPS用地上局の中波ビーコン信号を受信することにより、機体位置のデータを実時間で1m程度の精度で計測することができる。今回の実験に際し、より精度の高いキネマティックGPS(KGPS)との比較により精度検証を試みた。

MuPAL-εに搭載されるGPS受信機(Ashtech製Z-Eurocard)は搬送波情報を受信可能なため、このデータとメガフロート上に設置されたGPS地上局で記録された同様のデータをオフライン処理することにより、KGPSによる高精度(精度数cm)な位置データを得ることができる。ただし、機上の受信機ではシュドレンジ(通常のGPS、DGPSに用いるデータ)は安定して受信できるものの、搬送波情報は時々データが途切れる現象が発生しており(アンテナの取り付け位置の問題等による)、一方キネマティック処理を行うためには一定時間(200秒程度)以上連続して搬送波情報を受信する必要があるため、全ての飛行試験データについてキネマティック処理を行うことができず、高精度な位置データが得られる区間は限られている。

図3.3.3は機上のDGPS/INSによる位置データとその誤差の時歴を示したもので、図は上から順にメガフロートR/W固定座標系のX方向、Z方向、Y方向におけるDGPS/INSによる機体位置、およびそれぞれのオフラインKGPSデータとの差分(DGPS/INS-KGPS)を示したものである。(1)はILS進入中のケース(後に図4.2.2に示す結果と同じケース)で、飛行中の位置精度はX、Y、Z各方向とも2m以内に収まっている。(2)はメガフロート上のヘリポート・マークに着地した(ただしロータは回っている)状態でのデータである。このケースでは誤差はそれぞれ1m程度に収まっている。なお、(2)の上の3つのグラフは、ヘリポート・マークの中心(図3.2.2参照)がグラフの縦軸の中心になるようなスケールで描かれている。ただし、機体は必ずしもGPSアンテナの位置がヘリポート・マークの中心にくるように着地しているわけではないので、中心線からのずれが位置誤差を表すわけではない。

また、平成12年10月に北海道大樹町多目的航空公園で行われたDGPS/INSの位置精度検証飛行実験(文献

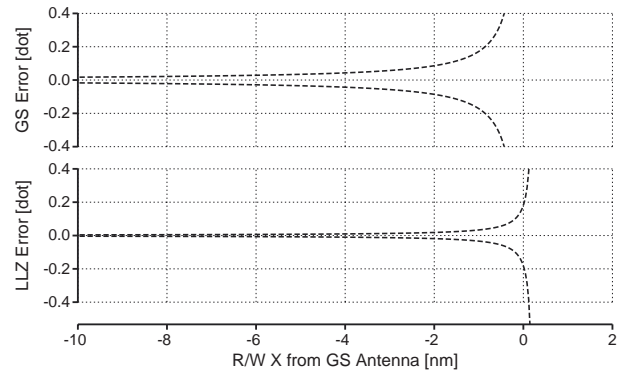


図3.3.4 GPSの位置誤差がILS計算値に及ぼす影響

3.1)では、水平方向、鉛直方向とも1m以内の誤差(95%確率)となっている。

図3.3.4はDGPS/INSの位置データの誤差が3軸方向にそれぞれ最大2mあった場合に、ILSデータの計算結果に及ぼす影響を示したものである。横軸は滑走路(GSアンテナの位置)からの距離、縦軸はGS、LLZそれぞれの誤差を示している。本報告書に記載されるデータにはこの程度の誤差を含む可能性があることに留意する必要がある。

4. 実験結果

4.1 全般

当初平成12年6月12～16日の間に3フライトを予定していたが、天候不順、機材トラブル等によりデータ取得が行えないフライトがあったため、17日を含む計5フライト飛行実験を実施した。各フライトの概要を表4.1.1にまとめる。表中の風向・風速は、メガフロート上、海面からの高さ約10mの位置に設置された超音波風向風速計(図4.1.1)による計測結果で、風向は飛行実験中の平均風向を、また風速は飛行実験中の平均風速 $\pm 3\sigma$ (標準偏差の3倍)を示したものである。



図4.1.1 メガフロート上に設置された風速計

表 4.1.1 各フライトの概要

平成 12 年 6 月	離陸時間 着陸時間	離陸重量 燃料重量	風 向 風速 (kt)	特記事項
12 日 (月)	13:10 15:20	4413 700	N 13 ± 4	母機トラブル (油圧系統の注意灯点灯) により実験途中で中止して帰投。
13 日 (火)				フライト予定なし
14 日 (水)	13:30 15:40	4373 660	ESE ~ S 8 ± 4	離陸直後に母機計器 (HSI 磁方位) の不具合により帰投。復旧後, 再度離陸して実験を実施したが, 燃料不足により途中で中止して帰投。 高温湿度のためデータ記録用テープに結露が生じ, 一部データ不具合発生。 降雨のためメガフロート上での騒音計測実施不可。
15 日 (木)	9:10 11:25	4463 750	NE 5 ± 2	フライト後, 記録データが読み出せない不具合が発生。データは後に復旧。
16 日 (金)	10:50 13:05	4473 760	E ~ S 8 ± 6	順調
17 日 (土)	9:45 12:05	4473 760	S 9 ± 8	順調

本実験中, パイロット (三菱重工 (株) のテスト・パイロット) 2 名が各フライトごとに右 (パイロット) 席と左 (コパイロット) 席に交互に搭乗し, 浦安ヘリポートを基地として運航を行った。浦安ヘリポートを離陸後, 東京湾アクアライン「海ほたる」上空を経由し, まずメガフロート上のヘリポート・マークに着地し (浦安からの所要時間約 15 分), DGPS/INS 検証用の静止データを取得した後, 表 4.1.2 に示した各実験項目を実施した。各項目の実施順序は, 実験の効率を考慮して No. 0 → 12 → 11 → 1 ~ 10 を基本としたが, 天候等の状況に応じて飛行中に適宜判断しながら実施した。図 4.1.2 に 14 日のフライト全体の飛行軌跡を示す。

今回の飛行実験をととしてパイロット・コメントにより特に下記の点について評価した。

- ・上空からの滑走路およびヘリポート・マークの視認性
- ・滑走路端およびヘリポート・マークと海との間の余裕スペースが小さいことの心理的影響
- ・海面と滑走路面の高低差が小さいことの心理的影響

この結果, 飛行技術上および運航安全上の観点から, 特に問題はないことが確認された。また, その他全般においても, 陸上空港, 海上の埋め立て地の空港, 内陸および海岸沿いに設置されたヘリポート等に進入する場合と比較して, メガフロート特有の問題は特に認められなかった。

以下, 各項目の実験結果の詳細について述べる。

4.2 ILS 進入

(1) ILS 通常進入

図 4.2.1 ~ 図 4.2.4 に高度 2000ft からの ILS 進入の結果を示す。図は上から順に高度 (メガフロート滑走路面か

らの高度), 滑走路中心線からの横方向の距離 (方位 28 方向から進入の場合左側が正), GS および LLZ のポイントの指示 (計器上でポイントが上および右にずれる方向がそれぞれ正), GS および LLZ の誤差 (母機 ILS 受信機の出力値から DGPS/INS による計算値を引いたもの) をそれぞれ滑走路 (GS アンテナの位置) からの距離を横軸として示したものである。GS, LLZ, GS 誤差, LLZ 誤差の図に記された数字は, GS アンテナからの距離が 6nm から 1nm までの区間のそれぞれの変数の平均値と標準偏差を示している。

ケース 1, 3, 4 では GS の誤差 (Δ GS) がマイナス側に出ており, 特にケース 1 では平均 -0.1dot 近い誤差が計測されている。これは, 後に 5.3 (1) に示すように, メガフロート滑走路面のアスファルト舗装における GS 電波の多重反射の影響によるものである。

ケース 2 では滑走路からの距離 3nm 以内の区間で機体が GS アンテナに近づくにつれて GS の誤差がプラス側に増大しているが, これについては DGPS/INS による機体位置データの誤差が原因と思われる。このケースの DGPS/INS の機体位置データをオフライン・キネマティック処理による値と比較した結果が図 3.3.3 (1) に示されている。DGPS/INS の高度データが約 1m プラス側に誤差を持っているため, これから計算した GS 偏位の値はマイナス側の誤差を生じ, 結果として GS 受信機の出力にプラスの誤差があるように計算される。この誤差は GS アンテナからの距離に反比例して増大する (図 3.3.4 参照) が, ケース 1, 3, 4 では GS の誤差にこのような傾向が顕著には現れていないため, これらのケースでは DGPS/INS の機体位置データの誤差はケース 2 の場合に比べて小さいと思われる。

表 4.1.2 飛行実験実施ケース一覧

No.	飛 行 内 容	12 日 (月)	14 日 (水)	15 日 (木)	16 日 (金)	17 日 (土)
0	メガフロート上のヘリスポットに着地し、静止データを取得 気圧高度計を QFE に設定	○	△ DAT 結露	○	○ 図 3.3.3	○
1	ILS 通常進入 AFCS ゲイン NORMAL 左席で操縦	○ 図 4.2.5	△ DAT 結露	○ 図 4.2.2	○ 図 4.2.1	○ 図 4.2.3
2	ILS 通常進入 AFCS ゲイン HIGH 左席で操縦	× 以降中止	△ DAT 結露	○	○	○ 図 4.2.4
3	ILS 途中進入 横からの ILS キャプチャ	×	○ 図 4.2.7	○	○	○
4	ILS 途中進入 上からの ILS キャプチャ（2 段進入）	×	○ 図 4.2.8	－	△ 手順ミス	○
5	ILS ホバリング 第 2 海堡付近、高度約 1000ft	－	－	－	－	○ 図 4.3.1
6	ILS (GS) スイープ 第 2 海堡付近、高度約 1000ft GS 下 1dot から上 1dot、上昇率 300fpm	×	○ 図 4.3.4	○ 図 4.3.3	○○	○
7	ILS (LLZ) スイープ 第 2 海堡付近、高度約 1000ft LLZ 左 1dot から右 1dot、微速横進	×	× 以降中止	○	○	○ 図 4.3.6
8	ILS ホバリング 1.6nm 付近、高度約 500ft	－	－	－	－	○ 図 4.3.2
9	ILS (GS) スイープ 1.6nm 付近、高度約 500ft GS 下 2dot から上 2dot、上昇率 300fpm	×	×	○ 図 4.3.5	○	○
10	ILS (LLZ) スイープ 1.6nm 付近、高度約 500ft LLZ 左 2dot から右 2dot、微速横進	×	×	○ 図 4.3.7	○	○
11	ILS (LLZ) Low Pass 0.6nm 付近、高度 200ft、速度任意 LLZ 左 2dot から右 2dot まで直進	×	○	○○	○○ 図 4.3.8,9	○
12	電波高度計 / ドップラー速度計検証 , 騒音計測 R/W 上空 300ft を 126kt で Low Pass マイク位置前後 0.5nm 程度直進	△ 騒音なし	△ 騒音なし	○○○○ 図 4.4.1, 4.4.3 ~ 5	○○○	○○

○：データ取得 △：一部不具合 ×：実施できず －：実施予定なし



図 4.1.2 飛行軌跡の例

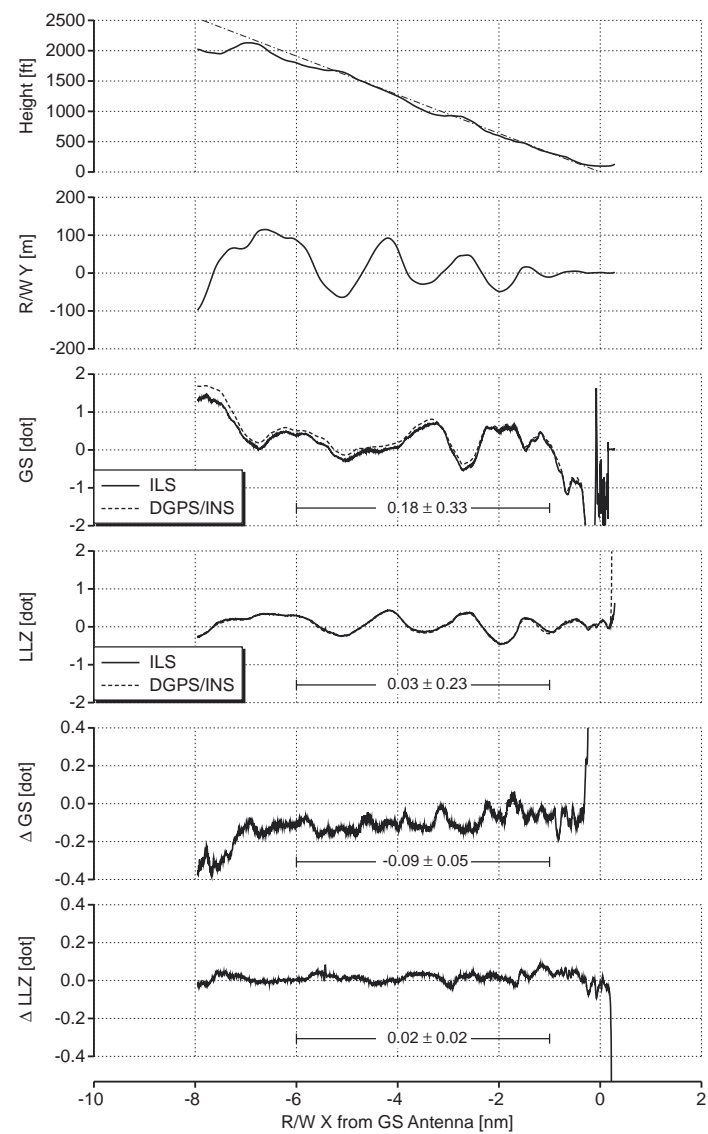


図 4.2.1 ILS 通常進入 (ケース 1)

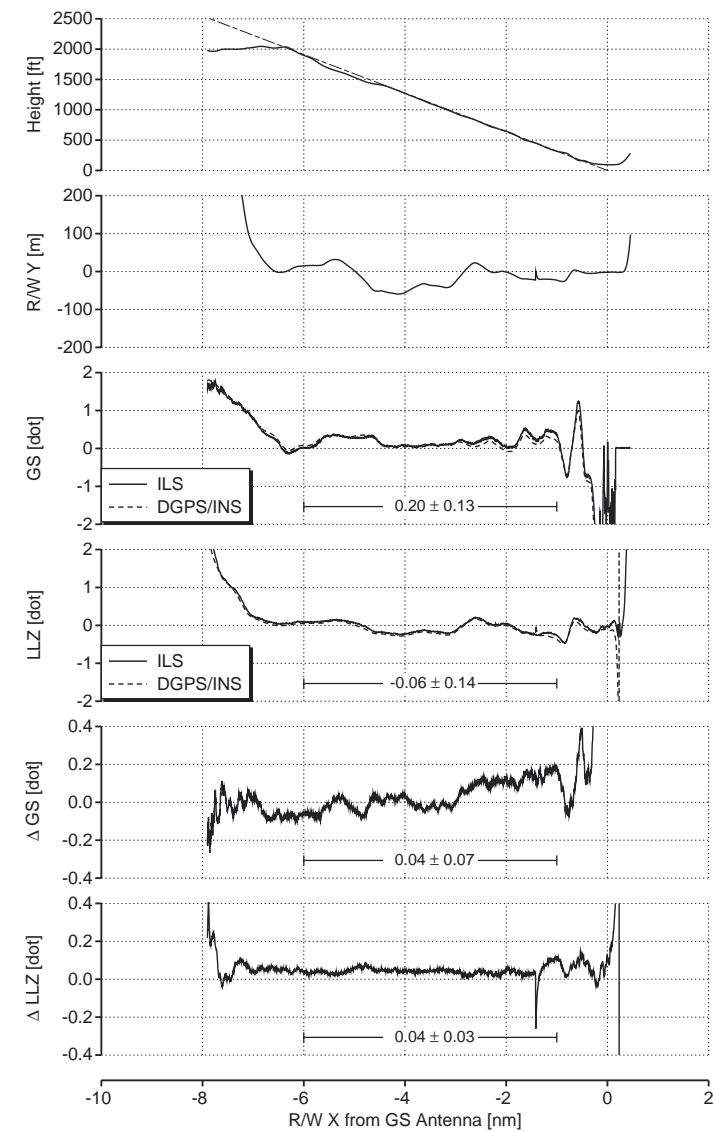


図 4.2.2 ILS 通常進入 (ケース 2)

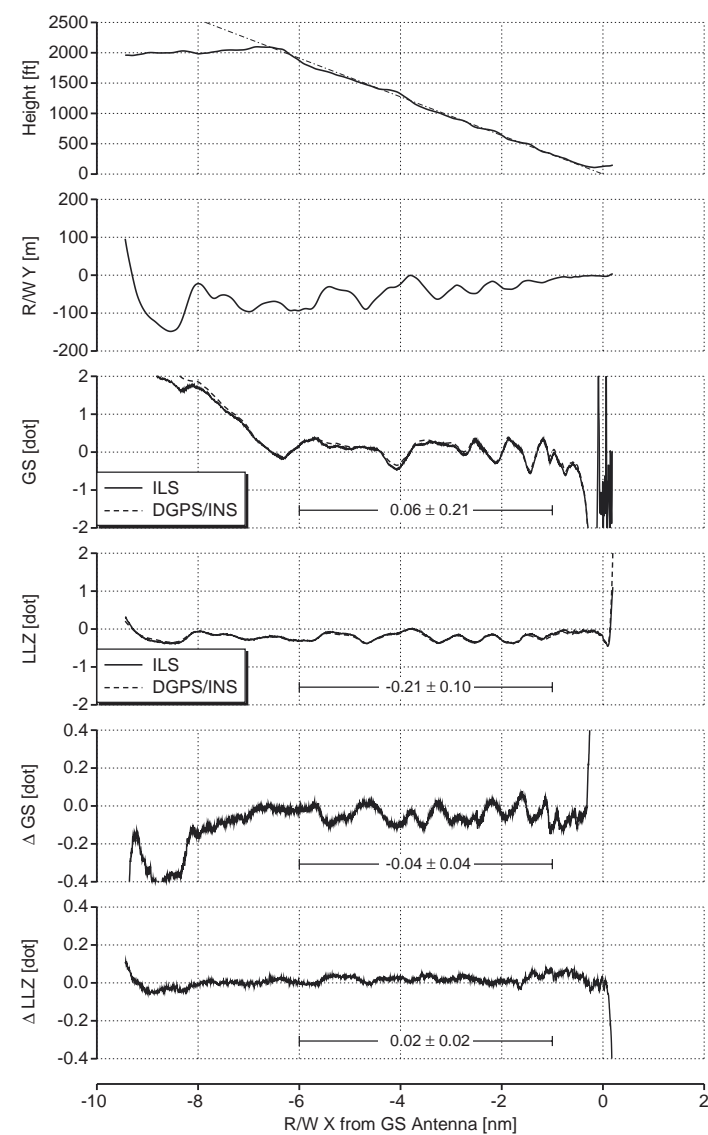


図 4.2.3 ILS 通常進入 (ケース 3, AFCS NORMAL)

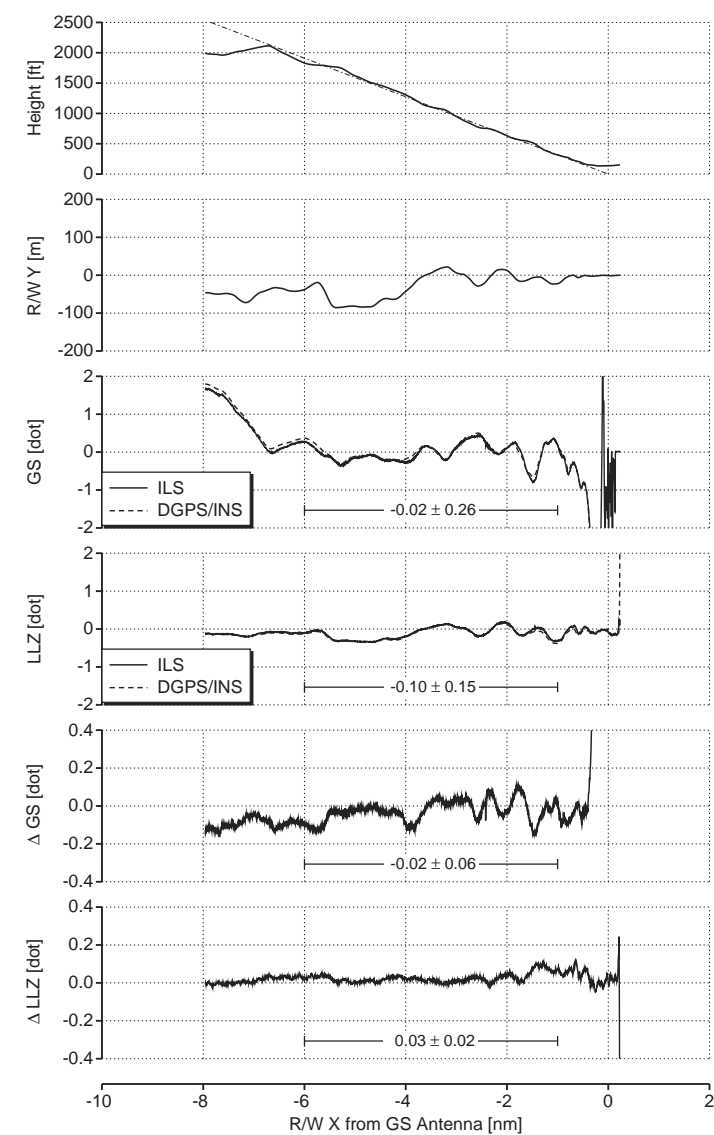


図 4.2.4 ILS 通常進入 (ケース 4, AFCS HIGH)

一方 LLZ の誤差 (ΔLLZ) は全般に小さくかつ安定しているが、ケース 3 の LLZ の偏位の平均値が -0.21dot と比較的大きな値になっている。この日は特に南風が強かつ乱れも強かった (表 4.1.1 参照) ため、風による影響と思われる。また可能性の一つとして、母機計器 (左席側) の指示が記録データとずれていたことも考えられるが、3.3(1) に述べた ILS の精度検証試験において、少なくとも地上では母機計器の指示と記録データとのずれは認められなかった。

MuPAL- ε は飛行中に機体の安定性を変化させる機能 (可変安定機能) を有し、ケース 3 では自動飛行制御装置 (AFCS) のゲインが NORMAL (通常の飛行形態)、ケース 4 では HIGH (より安定性の高いモード) で実験を行った。パイロット・コメントによれば、機体の安定性としては HIGH モードの方が好ましいが、MuPAL- ε にはトリムを自動的に変化させるためのビープ・スイッチが装備されておらず、トリム・リリース・スイッチを用いた手動操作となるため、HIGH モードでは逆に操舵が重たく感じられる場合があるという結果であった。いずれのケースにおいても、メガフロート特有の問題は認められなかった。

図 4.2.5 は高度 1000ft からの ILS 進入の結果を示したものである。この日 (6 月 12 日) は雲底が低く、2000ft まで上昇することができなかったため、1000ft から ILS 進入を行った。ILS キャプチャから滑走路に到達するまでの時間が短いためコース上を安定して飛ぶ区間が短く、特に GS の偏位の標準偏差が大きくなっている。

図 4.2.6 は陸上空港 (名古屋空港) で同様の実験を行った際の結果である。パイロットがこの空港での ILS 進入に慣熟していることもあり、飛行経路は安定している。

メガフロートと陸上空港の場合について、進入中のコースからの偏位および誤差の平均値と標準偏差を表 4.2.1 にまとめた。メガフロートでの 4 ケースの平均値と陸上空港での結果を比較すると、前述したメガフロートで GS の誤差 (ΔGS) がマイナス側に出る現象以外に、LLZ

の偏位にもやや差が見られる。その他の値についてはほぼ同等の結果となっている。メガフロートで LLZ の偏位が大きくなった原因として、メガフロート滑走路が東西方向に設置されており、実験期間中南北からの横風を受けることが多かった (表 4.1.1 参照) ためと考えられる。

図 4.2.6 に示したケースでは、機首方位の変化による ILS 受信信号への影響を調べるため、意図的に機首方位を変化させる実験も行った。図中○印を付けた部分では、 $\pm 25^\circ$ 程度の機首方位の変化 (この図の機首方位は滑走路方向をゼロとしている) に対して、LLZ の誤差が約 $\pm 0.04\text{dot}$ 変化している。ただし、3.3(1) に述べた ILS の精度検証試験においては、電波の方向、即ち送信アンテナの位置による影響を調べたが、このような現象は確認されなかった。飛行中に機首方位を変化させると飛行コースも変化するため、この影響の可能性もある。

(2) ILS 途中進入

図 4.2.7 は横からの ILS 途中進入の結果を示したものである。

D-C 間の降下フェーズ (図 2.1.2 (1) 参照) では、GS 受信機の指示はほぼ 1.6dot となっており、DGPS/INS の計測結果と 1dot 程度の誤差が出ている。ただし、この間の LLZ は $4 \sim 6\text{dot}$ 程度であり、本来の ILS の覆域からはずれた領域である。

C-B 間の LLZ キャプチャフェーズでは、約 4dot 以下の範囲から LLZ が正常に機能し、LLZ が 2dot 以下の範囲では誤差も 0.2dot 以下となっている。

B-A 間の GS キャプチャフェーズでは、GS、LLZ とも誤差は 0.1dot 以下に収まっている。

A 点以降は通常の ILS 進入と同じであるが、滑走路に近づくにつれて GS の誤差が大きくなっており、最大 0.2dot 程度の誤差が出ている。これは DGPS/INS の位置誤差が原因と思われる。

図 4.2.8 は上からの ILS 途中進入 (2 段進入) の結果を示したものである。

D-C 間の LLZ キャプチャフェーズ (図 2.1.2 (2) 参照)

表 4.2.1 進入中の ILS 偏位および誤差のまとめ

	偏位 (ポイントの指示)		誤差 (ILS - DGPS/INS)	
	GS	LLZ	ΔGS	ΔLLZ
ケース 1	0.18 ± 0.33	0.03 ± 0.23	-0.09 ± 0.05	0.02 ± 0.02
ケース 2	0.20 ± 0.13	-0.06 ± 0.14	0.04 ± 0.07	0.04 ± 0.03
ケース 3	0.06 ± 0.21	-0.21 ± 0.10	-0.04 ± 0.04	0.02 ± 0.02
ケース 4	-0.02 ± 0.26	-0.10 ± 0.15	-0.02 ± 0.06	0.03 ± 0.02
メガフロート平均	0.11 ± 0.23	-0.09 ± 0.16	-0.03 ± 0.05	0.03 ± 0.02
陸上空港 (名古屋)	-0.10 ± 0.28	0.01 ± 0.07	0.02 ± 0.05	0.00 ± 0.02

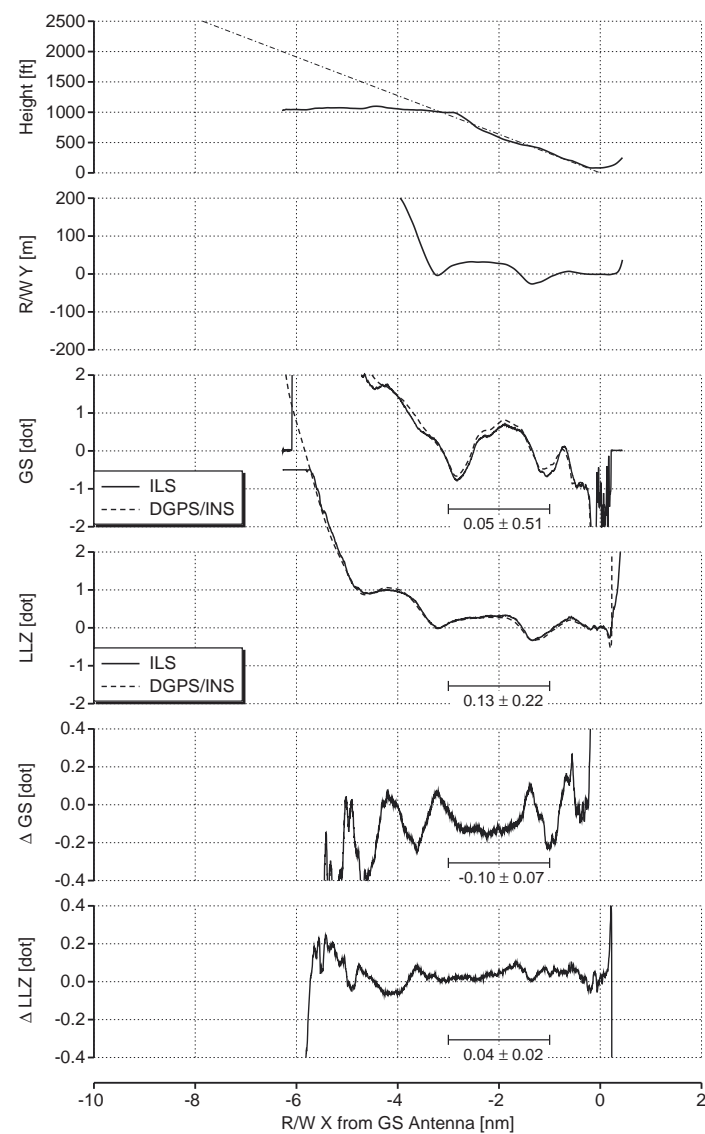


図 4.2.5 ILS 通常進入 (1000 ft)

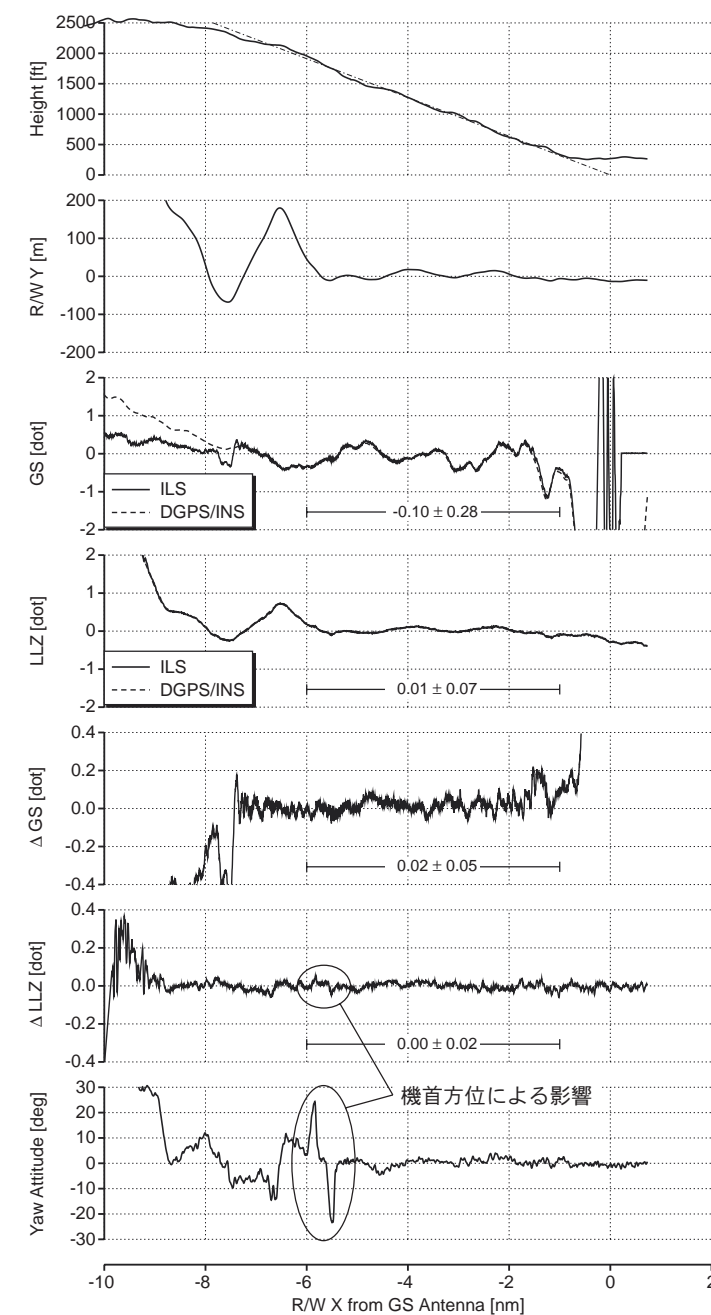


図 4.2.6 ILS 通常進入 (陸上空港)

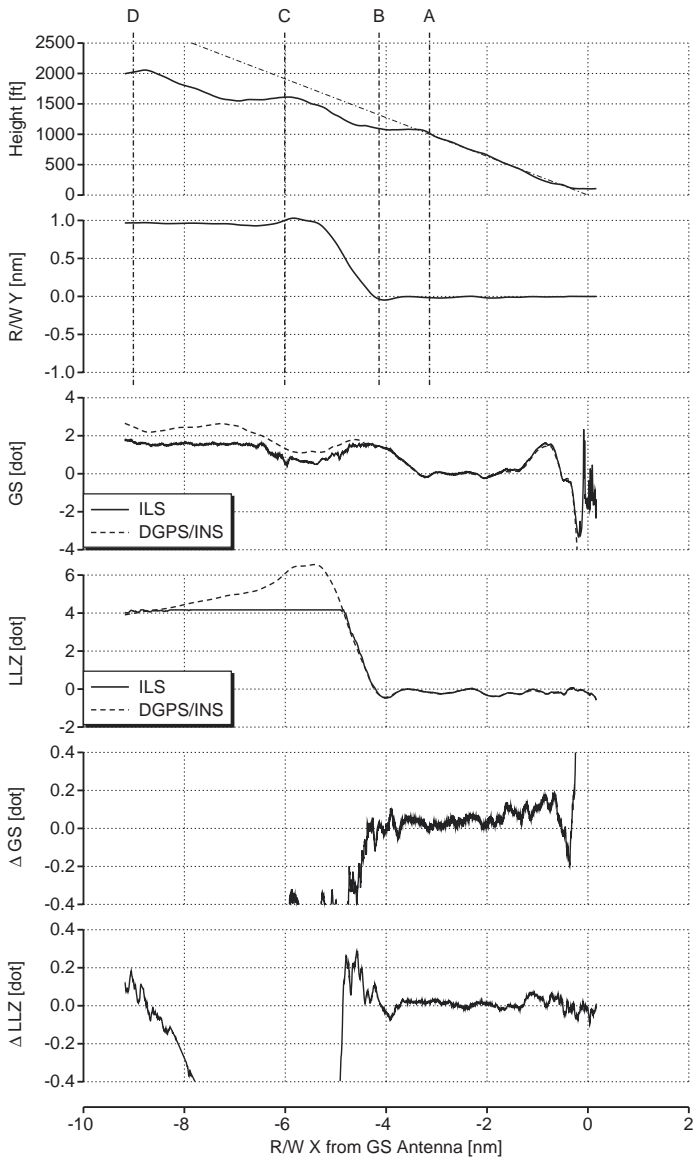


図 4.2.7 ILS 途中進入（横からのキャプチャ）

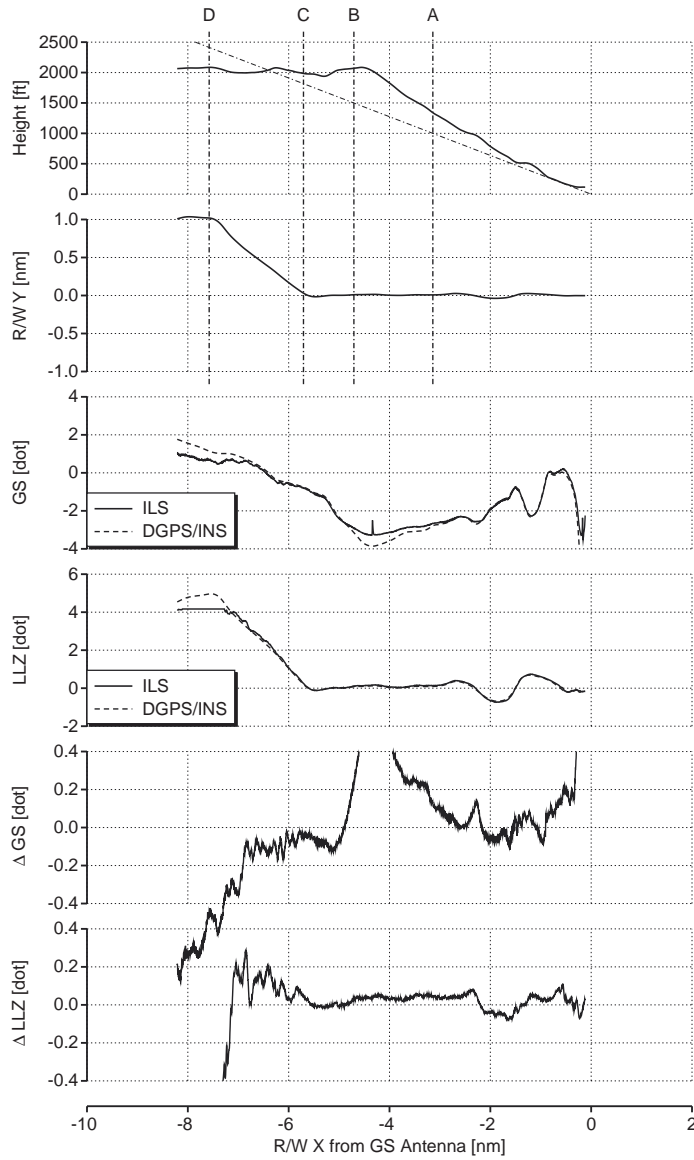


図 4.2.8 ILS 途中進入（上からのキャプチャ）

ではLLZは正常に受信されている。B点での降下開始時にはDGPS/INSから求めたGSの値は最大約 -4dot となっているが、この時GS受信機の指示は約 0.8dot の誤差を示している。A点でGSをキャプチャする予定であったが、降下速度の減少が早すぎたため、A点通過時にはGSがまだ約 -2.5dot になっている。その後徐々にオン・コースとなるが、この間GSの誤差は約 $0 \sim 0.2\text{dot}$ の間で変動している。

以上の結果をまとめると、横から、および上からのILS途中進入の結果では、本来のILSコースから外れた場所を飛行するため、通常の進入経路の場合と比較してやや大きいILS信号の誤差が認められたものの、メガフロート上に設置されたILSがこのような状況を想定した運用にも対応可能であることが確認された。なお、今回の実験において設定されたILS途中進入の飛行経路に関するパイロット・コメントと考察、および平成12年10月に行われた第2回メガフロート評価飛行実験の際に実施した2段進入の追加実験の結果について付録2にまとめる。

4.3 ILS スイープ

(1) ILS ホバリング

図4.3.1、図4.3.2はそれぞれ高度約1000ftおよび500ftでILSコース上でホバリングを行った時の結果を示したものである。

GSの誤差には周波数約2.3Hz、振幅約 0.01dot の周期的な変動が計測された。ただし、このような変動は陸上空港でのILS進入の際にも確認されているため、メガフロート固有の問題ではないと思われる。ヘリコプタのメイン・ロータ・ブレードとGS電波との干渉による影響、または機体振動による影響等の可能性がある。この点について確認するため陸上空港で行った飛行実験の結果を付録3に示す。また、数秒に一度 0.1dot 程度の変動も見られるが、地上での精度検証試験の際にもこのような現象が確認された(3.3(1)参照)ため、これについては受信機側の問題の可能性が高い。これらの細かい変動以外に、特に高度500ftのケースでは、機体の位置の変動に応じてGSの誤差が 0.05dot 程度緩やかに変化している。

一方500ftのケースのLLZの誤差には、平均約 0.08dot のバイアス的な誤差が見られる。また、GSの誤差と同様、機体の位置の変動に応じて、特に横軸の時間10～30秒の区間にかけて約 0.05dot の変動が見られる。

図中の縦バーは、DGPS/INSの位置誤差を水平面内および高度とも最大 $\pm 2\text{m}$ と仮定した時のGSおよびLLZの誤差の計算結果への影響を示したものである。これらのケースではKGPSのデータが取得されていないため、正確な位置誤差の特定ができない。特にGSについては位置誤差による影響が大きいため、GSの誤差に見られ

た変動の原因を特定することは困難である。一方LLZについては、全体のバイアス的な誤差および時間的な変動とも位置誤差による影響の可能性は低い。ただし、時間的な変動の周期は機体の運動と対応しているため、これらの変動は誤差の空間的な変化が機体の運動によって時間的な変化となって現れたものであり、メガフロート全体の波浪による動揺に起因する時間的な変動ではないと思われる(5.3(2)参照)。

(2) GS スイープ

図4.3.3(ケース1)および図4.3.4(ケース2)は高度1000ft付近で垂直上昇を行った時の結果を示している。図は左側が上から順にILSポイントの偏位、およびGS、LLZの誤差をGSの偏位に対して示したもので、右側が滑走路(GSアンテナの位置)からの距離、高度、横方向の距離、GS、LLZ、それぞれの時歴を示したものである。

ケース1では、GSの変動範囲が $+3.5\text{dot}$ から -1.5dot 、この間のLLZの変動が $-0.3 \sim +0.2\text{dot}$ であった。この間のGSの誤差は $-0.2 \sim +0.1\text{dot}$ の間で変動しており、GSが $+0.5\text{dot}$ の付近で $+0.1\text{dot}$ で極大となり、GSが $\pm 1.5\text{dot}$ の付近で -0.2dot になっている。一方LLZの誤差は $+0.05\text{dot}$ 程度でほぼ一定である。

ケース2では、GSの変動範囲が $+2\text{dot}$ から -2dot 、この間のLLZの変動が $+1.2 \sim +0.5\text{dot}$ とケース1に比べてILS(LLZ)のコースからややはずれている。この間のGSの誤差はやはり $-0.2 \sim +0.1\text{dot}$ の間で変動しており、GSが $+0.5\text{dot}$ 以下の領域ではGSの偏位に対する分布はケース1と同様の形状になっているが、GSが $+0.5\text{dot}$ を越える領域ではケース1とは異なった傾向を示している。これは、この範囲でLLZの偏位が特に大きくなっているためと思われる。

図4.3.5は同様の実験を高度500ft付近で行った時の結果で、GSの変動範囲が $+3\text{dot}$ から -2.5dot 、この間のLLZの変動が $+0.3 \sim +0.1\text{dot}$ であった。GSの誤差は $-0.1 \sim +0.2\text{dot}$ の間で変動しており、GSが -1.5dot から $+0.5\text{dot}$ の範囲での変動は、高度1000ftの場合のケース1およびケース2で見られた傾向と類似しているが、GSが $+0.5\text{dot}$ 以上ではこれら3つのケースともそれぞれ異なった傾向を示している。

以上の結果から、GSの誤差は特に高度方向に激しく変動しており、また場所ごとに異なった空間的分布を持っていると思われる。この原因については以下の可能性が考えられる。

- ・メガフロートは端部がエッジ状になっているためGS電波が回折する。
- ・GSアンテナの前方には管制塔、ドルフィン(メガフロートを係留するための杭)、灯台等が位置しており、こ

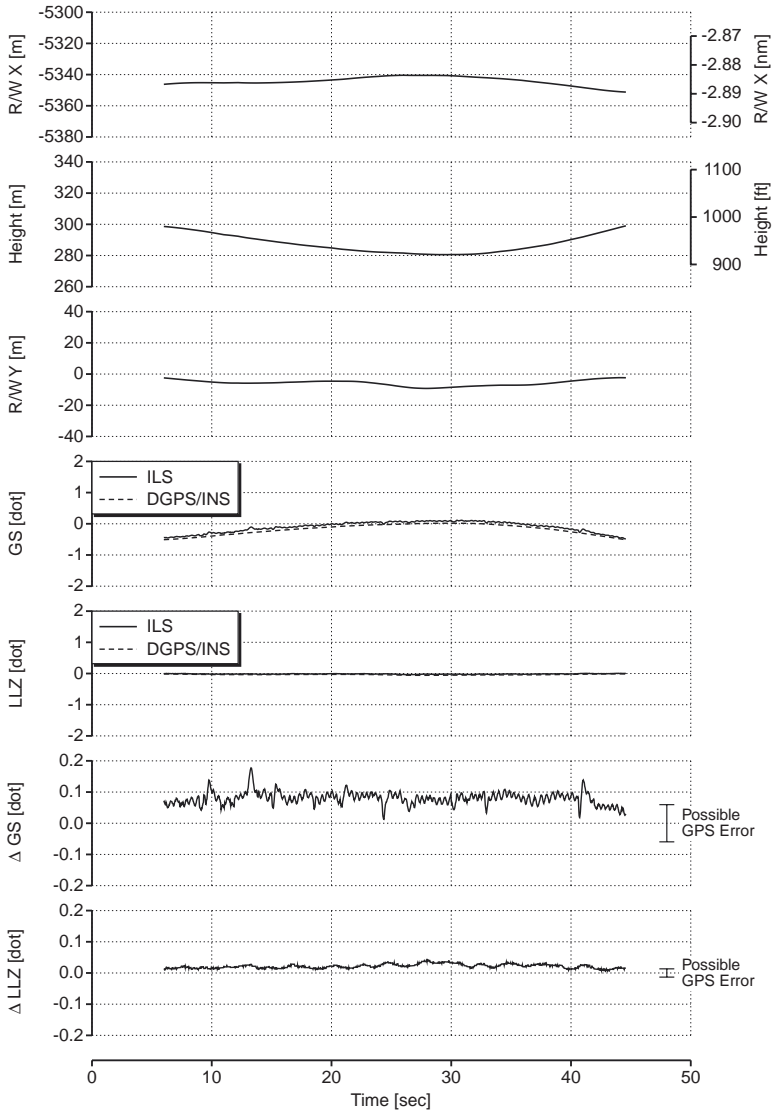


図 4.3.1 ILS ホバリング (高度 1000ft)

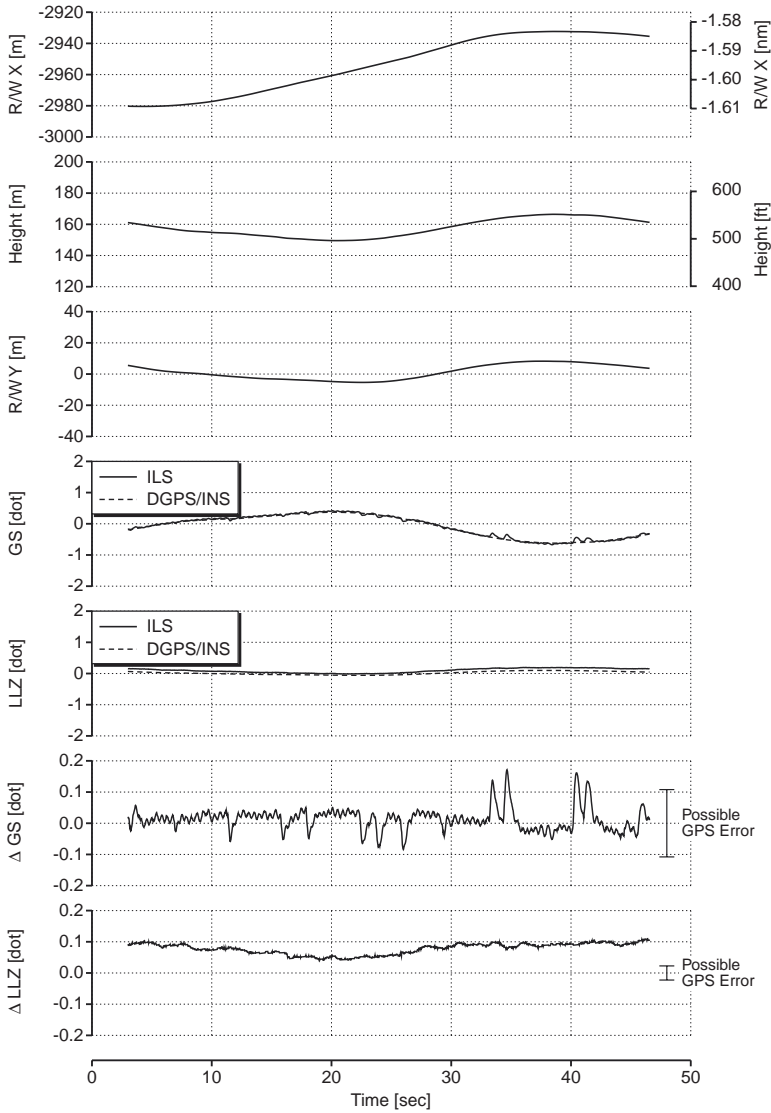


図 4.3.2 ILS ホバリング (高度 500ft)

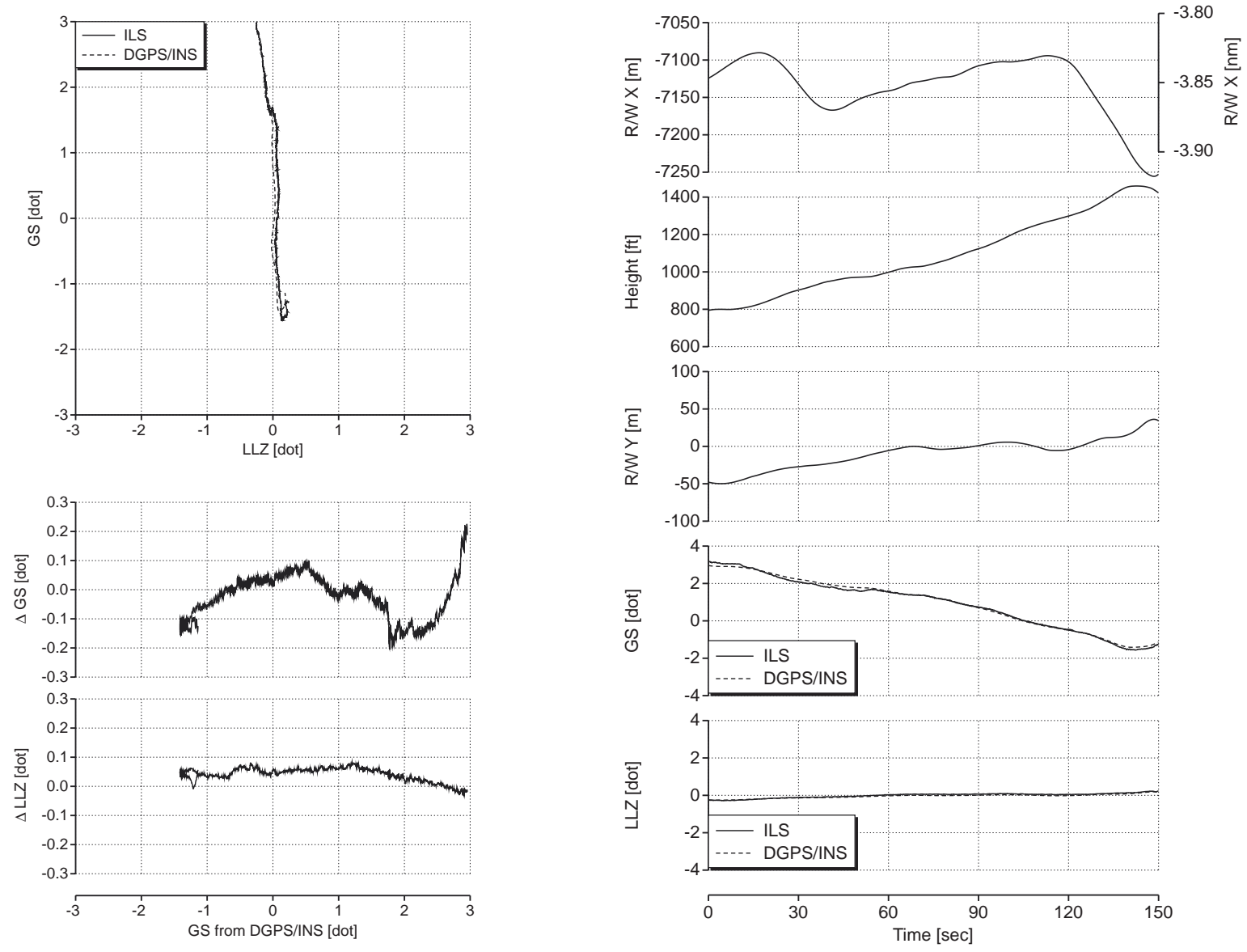


図 4.3.3 GS スイープ (高度 1000ft, ケース 1)

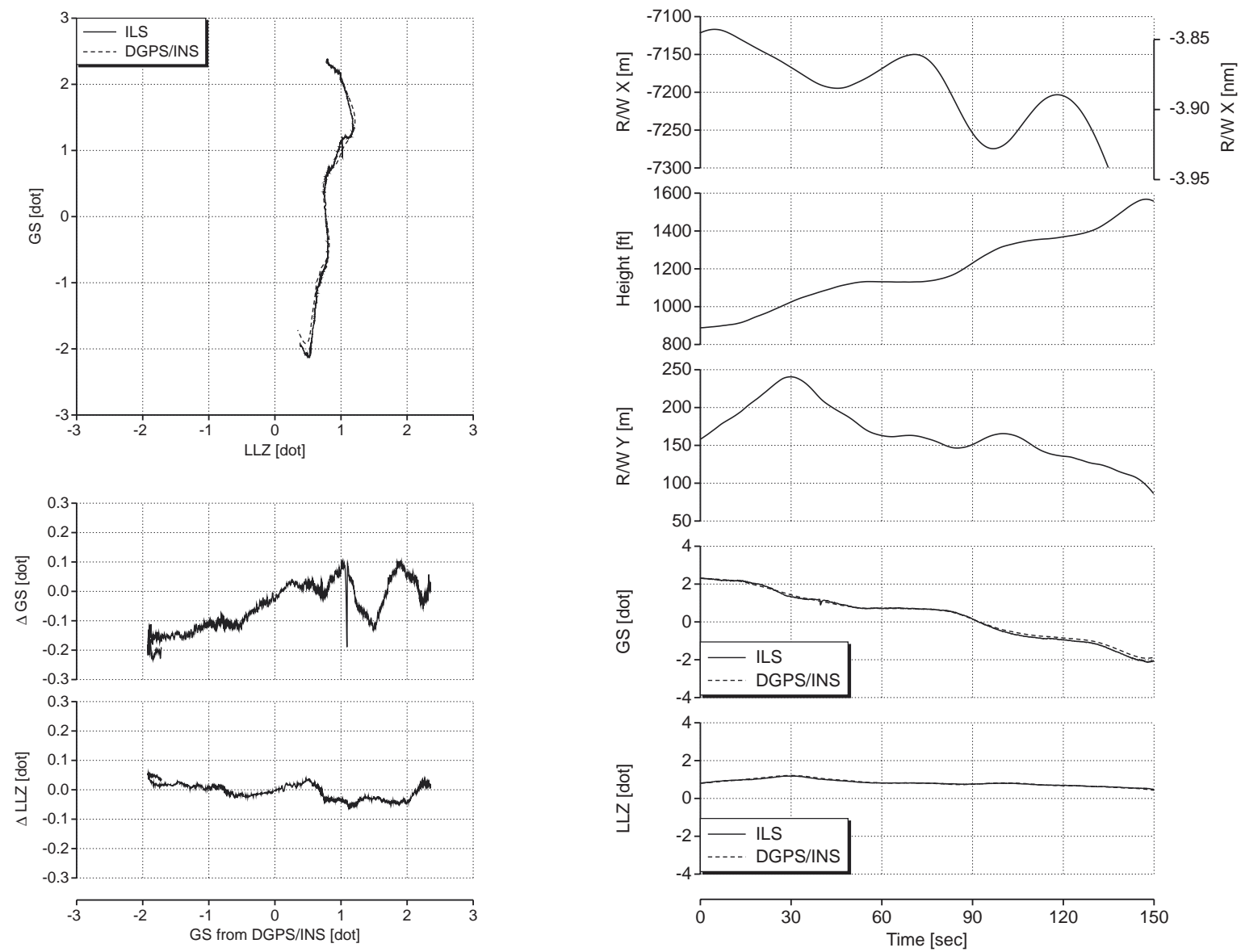


図 4.3.4 GS スイープ (高度 1000ft, ケース 2)

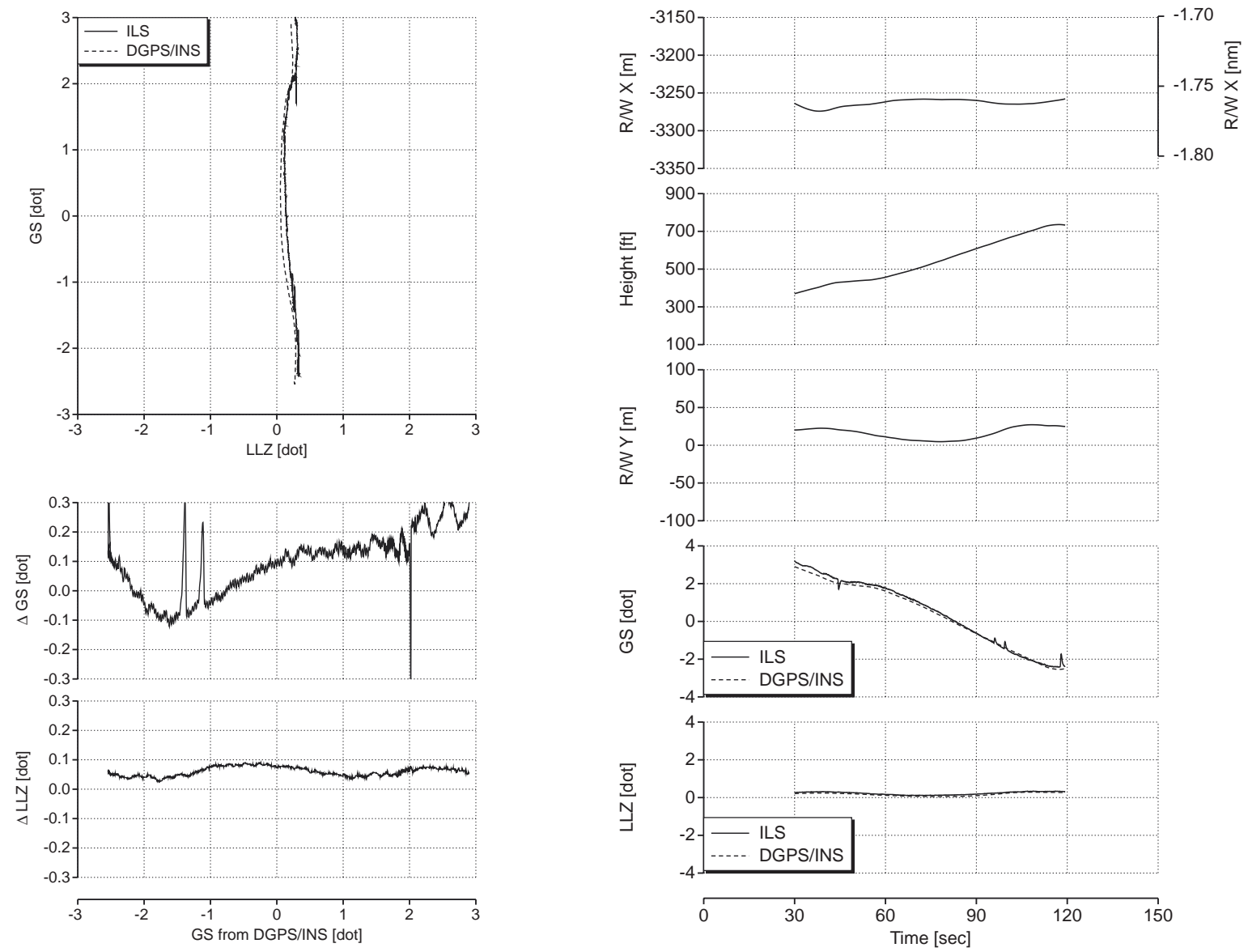


図 4.3.5 GS スイープ (高度 500ft)

これらの構造物で電波が反射および回折する。

これらの影響について電子航法研究所で行われた理論解析結果との比較による検証を 5.3 (3) に示す。

(3) LLZ スイープ

図 4.3.6 は高度 1000ft の ILS コース付近で微速横進を行った時の結果を示している。図は左側が上から順に ILS ポインタの偏位, および GS, LLZ の誤差を LLZ の偏位に対して示したものである (右側は GS スイープの図と同じ)。

このケースではほぼオン・コースの状態から始めて左方向に約 1.5dot 横進し, その後右方向に -2dot まで横進している。この間の GS の変動は -0.8 ~ +0.5dot 程度である。右横進時 (LLZ が - の方向) に LLZ の偏位が -0.5dot を越える領域で LLZ の誤差が徐々に拡大し, LLZ が -1.7dot の付近で最大 -0.27dot の誤差が計測された。また, 左横進時には LLZ が +0.5dot を越える領域で LLZ の誤差が特徴的に (LLZ の偏位に対して周期的に) 変化している。この付近では右横進時と左横進時のデータが取得されており, 両者の傾向がほぼ一致することから, この現象は再現性があるものと思われる。一方, 全ての区間において GS の指示は不安定であったが (これについては受信機側の問題と思われる), GS の誤差も LLZ の偏位に対して周期的に変動している。

図 4.3.7 は高度 500ft 付近での結果を示したものである。このケースではほぼオン・コースの状態から始めて左方向 (LLZ が + の方向) に約 2.4dot 横進し, その後右方向に -2.5dot まで横進している。右横進時, LLZ が +2.4dot から 0dot の区間で GS が ± 1 dot 程度変動しているが, この区間以外は GS の変動は ± 0.5 dot 程度に収まっている。LLZ の特徴的な変動, 即ち LLZ が -1.5dot 付近で極小になる傾向と +0.5 ~ +1.5dot 付近で LLZ の偏位に対して周期的に変動する現象は, 高度 1000ft の場合と同様の結果を示している。また, GS の誤差も LLZ とともに変動しており, LLZ が +側で GS の誤差も +側に, LLZ が -側で GS の誤差も -側になっている。

(4) LLZ ローパス

図 4.3.8 (ケース 1), 図 4.3.9 (ケース 2) は高度約 200ft, 速度 80kt 程度で ILS コースを横切る方向に飛行した時の結果を示したものである。ケース 1 とケース 2 ではほぼ同じコースを往復して飛行しており, 進行方向が逆になっている。

GS の誤差の変動は高度 500ft での LLZ スイープのケース (図 4.3.7) と類似しており, LLZ の偏位に対して周期的に変動するほか, LLZ が +側で +側に, -側で -側に誤差が出ている。

LLZ の偏位に伴う LLZ の誤差の変動の傾向も, 図 4.3.6, 図 4.3.7 に示した LLZ スイープの結果と類似している。往

路と復路では LLZ の誤差の絶対値に約 0.2dot の差が見られるが (図 4.3.8 と図 4.3.9 の Δ LLZ の縦軸の違いに注意), これは受信機の時間遅れによる影響と思われる (3.3(1) 参照)。

これらの結果から, LLZ の誤差についてもこのような空間的な分布を持っている可能性が高いと結論付けられる。横須賀沖メガフロートでは LLZ のアンテナが以下のような立地条件で設置されている。

- ・進入方向右側 (LLZ が -側) には管制塔, GS アンテナ等が設置されている。
- ・進入方向左側 (LLZ が +側) は幅が狭く, すぐに海である。

これらの影響がここに示された LLZ の誤差の要因と思われる。

4.4 R/W ローパス

(1) 電波高度計およびドップラー速度計の精度検証

図 4.4.1(1) はメガフロート滑走路を高度 300ft でローパスした際の電波高度計と DGPS/INS による高度 (メガフロート滑走路面からの高度) を比較したものである。横軸は滑走路端からの距離で, 0 ~ 1000m の区間がメガフロート直上を意味している。メガフロート滑走路面は海面から約 8ft (実測値) であり, 電波高度計の指示は海面上, メガフロート滑走路面上とも正しい値を示している。

図 4.4.1(2) は同じケースについてドップラー速度計と DGPS/INS による対地速度 (機体軸における 3 軸方向の速度) を比較したものである。ドップラー速度計は海面上では前進速度を約 7 % 低く指示しているが, メガフロート滑走路面上では正しい値を示している。これは, このドップラー速度計が陸上で正しい値を示すように設定されているためである。上下方向速度 (V_z) については, ドップラー速度計の出力にローパス・フィルタがかかっており, 0.8 秒程度の時間遅れが見られる。

図 4.4.2 は陸上空港 (名古屋空港) の滑走路において同様の実験を行った際の結果を示したものである。電波高度計, ドップラー速度計ともメガフロート滑走路上で同様の結果を示している。

以上の結果から, 電波高度計, ドップラー速度計ともメガフロート滑走路上で正常に機能していることが確認された。

(2) 騒音計測

図 4.4.3 にメガフロートと陸上空港 (北海道大樹町多目的航空公園) の滑走路面上での機外騒音の計測結果の例を示す。図は上から順に滑走路中心線から進入方向左 27m, 滑走路中心線上 (基準マイク), 右 27m, および右 90m (図 2.3.1, 図 3.2.2 参照) の各マイクでの計測結果で, 横

表 4.4.1 騒音計測結果のまとめ

	PNLTM (dB)					EPNL (dB)				
	左 27m	中心	右 27m	右 90m	平均	左 27m	中心	右 27m	右 90m	平均
メガフロート平均	101.3	100.9	101.1	101.0	101.1	95.9	95.6	95.5	96.1	95.8
陸上空港（大樹町）	101.3	100.8	100.1	100.2	100.6	96.5	96.0	95.6	96.5	96.1

軸は基準マイクでの純音補正感受騒音レベル（PNLT）が最大値（PNLTM）となった時からの経過時間、縦の破線はPNLTの減衰がPNLTMから10dB以内の区間（即ち EPNL の算出に用いられる区間）、一点鎖線は高度 300ftの基準経路に対して飛行経路と機体速度の補正を加えた実効感受騒音レベル（EPNL）をそれぞれ表している（データ処理法については3.2(3) 参照）。また、同様の処理を行い、メガフロートと陸上空港各 3 回の試験結果の平均値を求めた結果を表4.4.1に示す。各マイク位置でのPNLTMおよびEPNLともメガフロートと陸上空港との間に有意な差は認められない。

図 4.4.4は図 4.4.3 に示した 2 ケースについての飛行経路を表したもので、○印は基準マイクでPNLTMが計測された時の機体の位置、◇印はそのPNLTMを機体が放出した時の機体の位置（飛行経路のずれに対する補正に用いる）をそれぞれ示している。基準経路を飛行するためのリファレンスとして、メガフロートでは母機高度計（高度方向）および滑走路中心線の目視（横方向）によったのに対して、大樹町での実験では「トンネル・イン・ザ・スカイ」表示（図A2.1(3)）を用いたため、メガフロートでの実験結果の方が基準経路からのずれが相対的に大きくなっている。ただし、メガフロートでは 9 回の試験結果の中から基準経路からのずれが比較的小さい（目安として高度方向 30ft 以内、横方向 10m 以内の）3 ケースを選び、かつ 3.2(3) に示した方法によって基準経路からのずれに対する補正を行っているため、表4.4.1に示した結果では飛行経路の精度の違いによる影響は無視してよいと考えられる。

図 4.4.5は図 4.4.3 に示した 2 ケースについて、各マイク位置において純音補正感受騒音レベルが最大になった時（PNLTM）の音圧レベル（SPL）を 1/3 オクターブ毎に示したものである。PNLTM および EPNL の値では各マイク位置において有意な差は認められなかったが、周波数特性を見るとメガフロートでの試験結果の方が低周波（50～500Hz 付近）で低くなっている。このような差が現れる要因として、メガフロートの材質・構造による影響以外に、メガフロートでは周辺が海であるのに対して大樹町では滑走路周辺に森林等があり音の反射特性が異なる、等の可能性も考えられるため、今回行った実験のみからでは原因を特定することはできなかった。

5．GS 電波の数値解析結果との比較検証

本飛行実験の終了後、電子航法研究所で実施されたメガフロート上の GS 電波の数値解析結果（文献 5.1,2）との比較により、本飛行実験で得られた GS 信号の誤差の空間的変動について検証を行った。

5.1 GS 誤差の計算方法

メガフロート上に設置された ILS の誤差要因としてまず考えられるのは波浪によるメガフロート全体の動揺による影響であるが、通常の天候状態であればむしろメガフロートの材質や周辺構造物による電磁的な影響の方が卓越する。ILS アンテナの周辺に障害物があると、反射波や回折波が発生し、アンテナからの直接波との間に位相差が生じるため、ILS 信号の誤差要因となる。このような影響を避けるため、ILS アンテナには設置基準が定められているが、メガフロート上の ILS は面積の制約のためこの設置基準を満足しておらず、周辺の障害物による影響を強く受けている。また特に GS は図 5.1.1 (1) に示すように、もともとアンテナからの直接波と地面からの反射波の合成波によって信号を形成しているため、地表面の影響を受けやすい。陸上空港の場合でも、例えば積雪等の影響によって GS 誤差を生ずる例がある。電子航法研究所で開発された GS 電波の解析プログラムは、Geometrical Theory of Diffraction に基づく数値解析により、電波の発生源と障害物等の幾何学的位置関係から GS 信号の誤差を計算するものである。ここでは以下の要因を考慮して計算を行った。

- ・アスファルト舗装面での多重反射

図 5.1.1 (2) に示すように、メガフロートの表面は鋼板の上に厚さ 8cm のアスファルト舗装が施された二重構造になっており、アスファルト舗装表面で反射される電波以外に、舗装の中に入り込んで下の鋼板で反射される電波（多重反射波）が存在する。

- ・メガフロートの前方エッジによる回折波およびその回折波の海面での反射波

GS アンテナから数百 m の位置に、通常の陸上空港にはない段差（エッジ）が存在する。このエッジで回折波が生じて航空機に到達するほか、さらにその回折波が海面で反射して航空機に到達する。

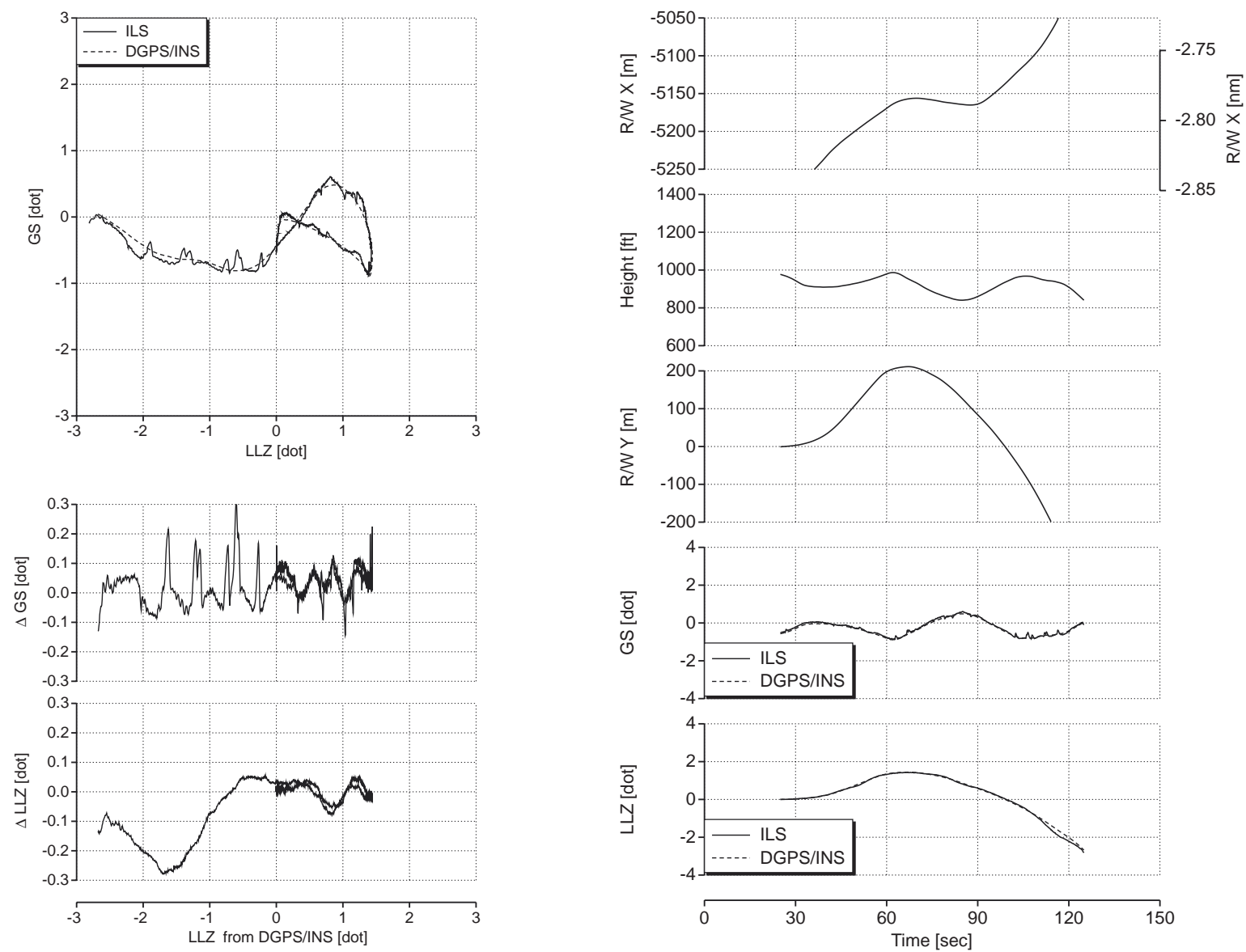


図 4.3.6 LLZ スイープ (高度 1000ft)

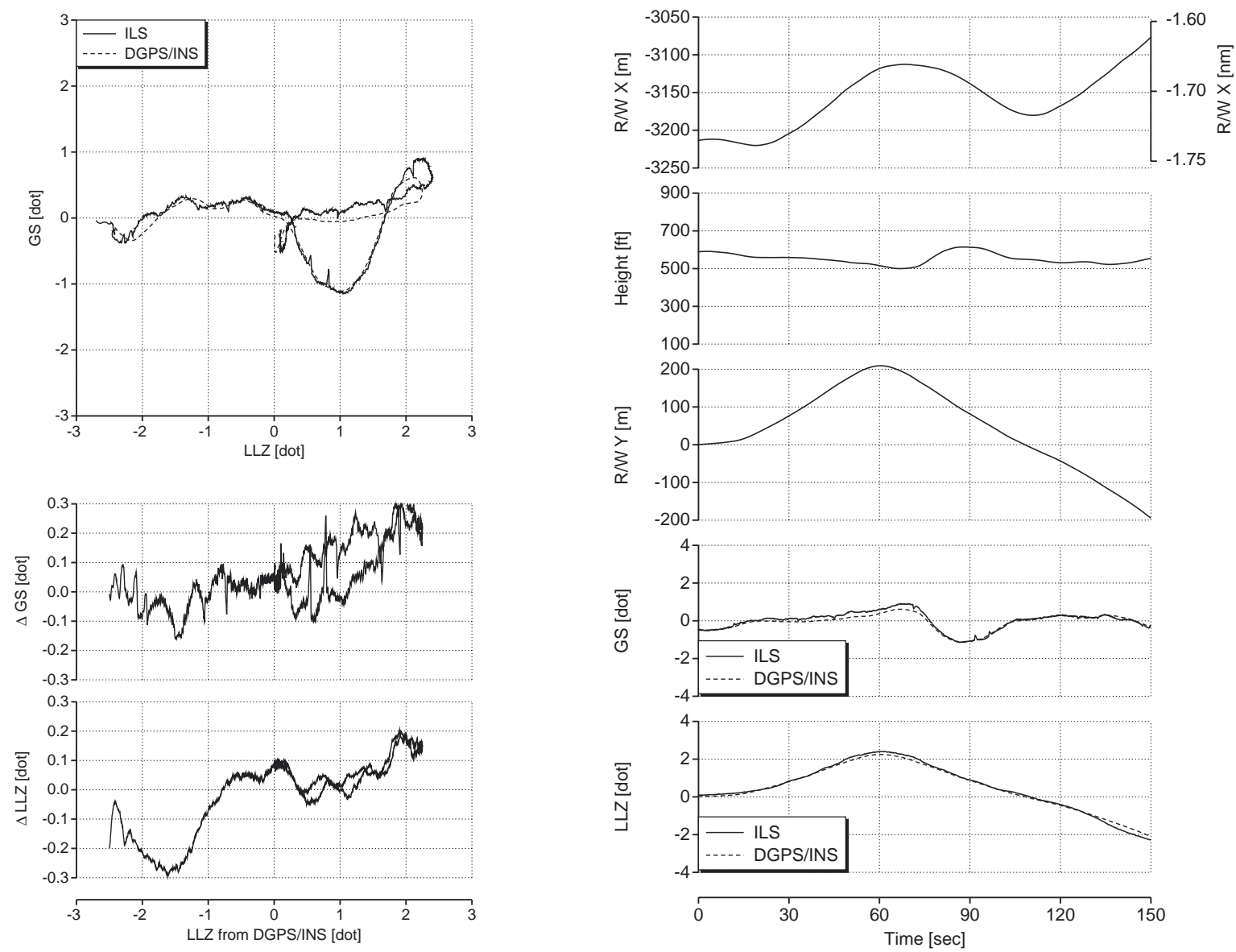


図 4.3.7 LLZ スイープ (高度 500ft)

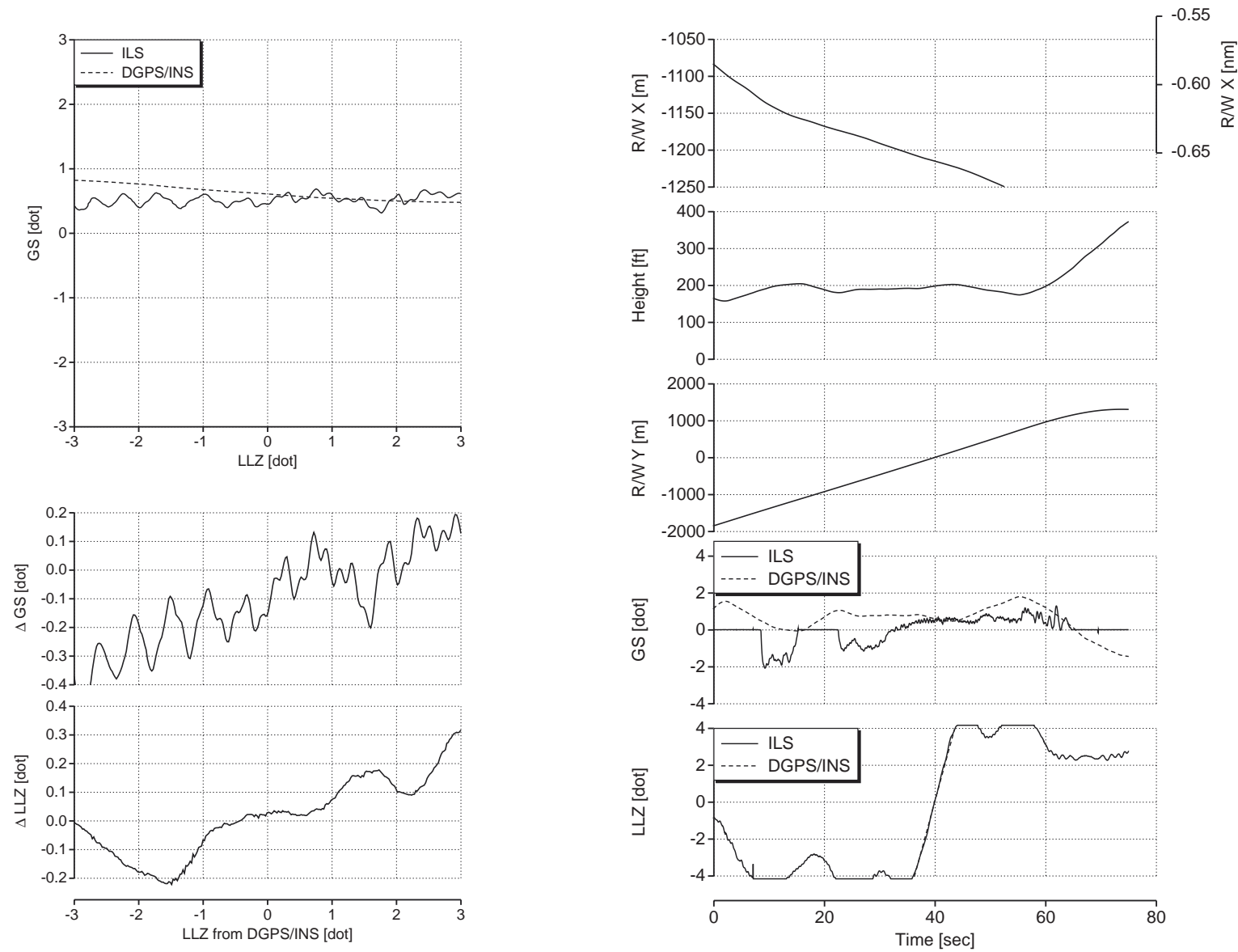


図 4.3.8 LLZ ロープス (高度 200ft, ケース 1)

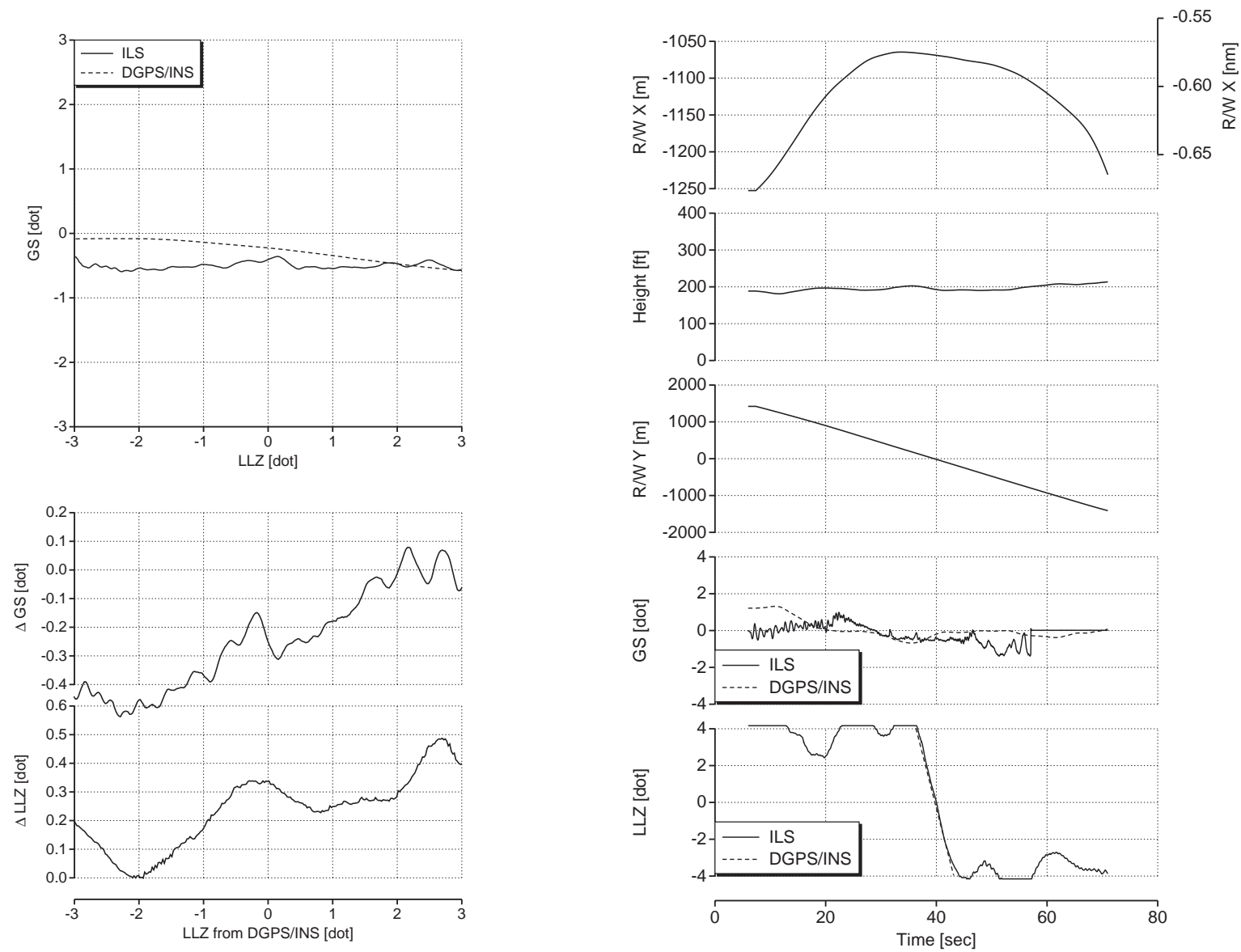
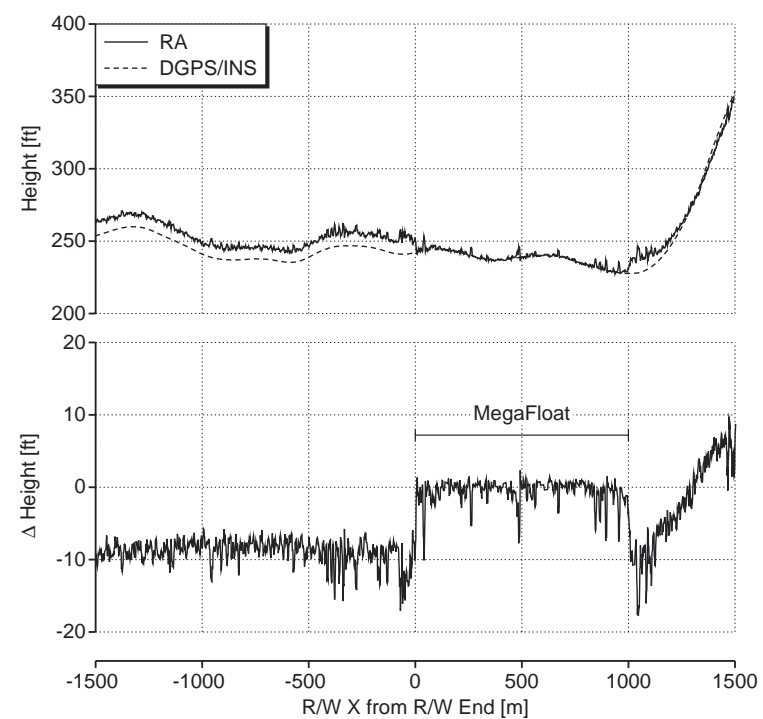
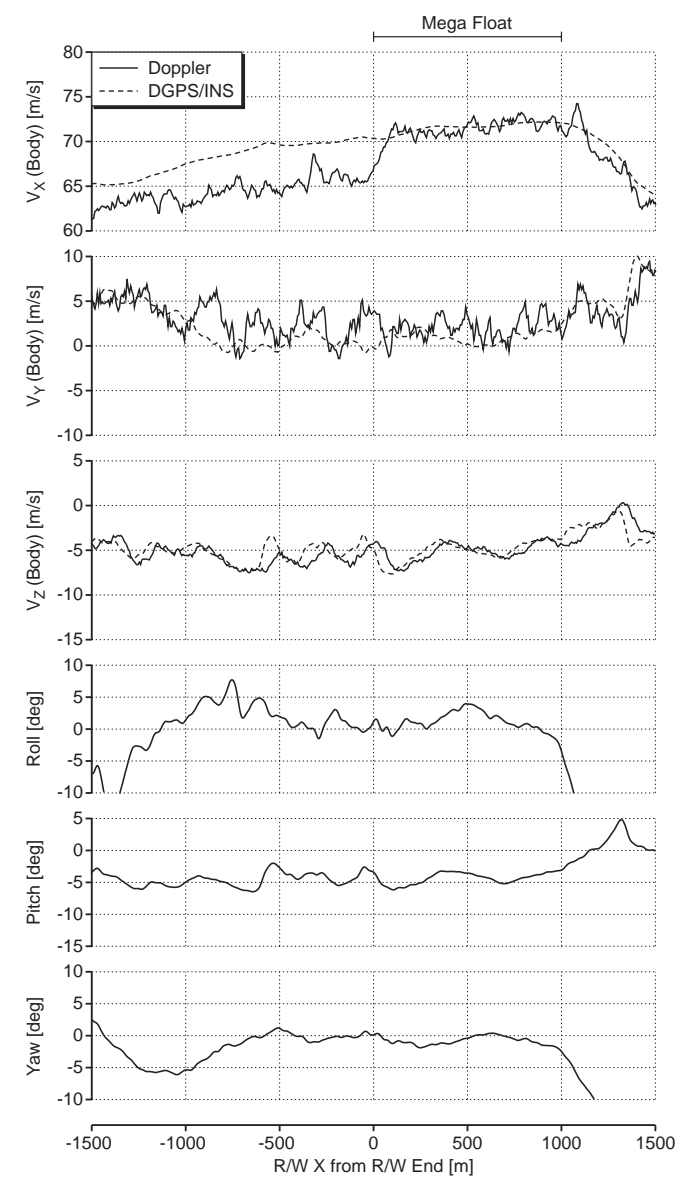


図 4.3.9 LLZ ロープス (高度 200ft, ケース 2)



(1) 電波高度計



(2) ドップラー速度計

図 4.4.1 R/W ローパス (高度 300ft)

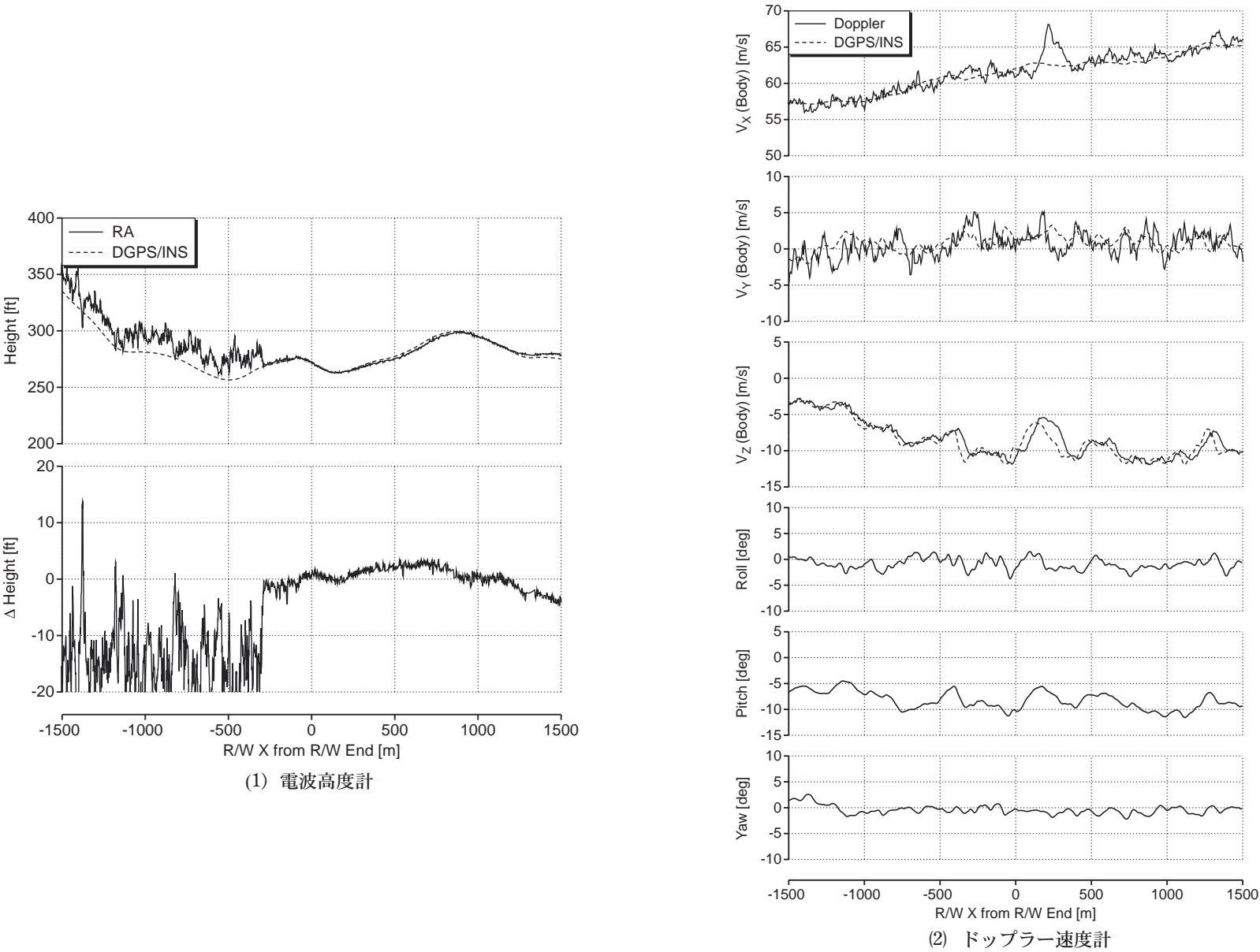


図 4.4.2 R/W ローパス（陸上空港）

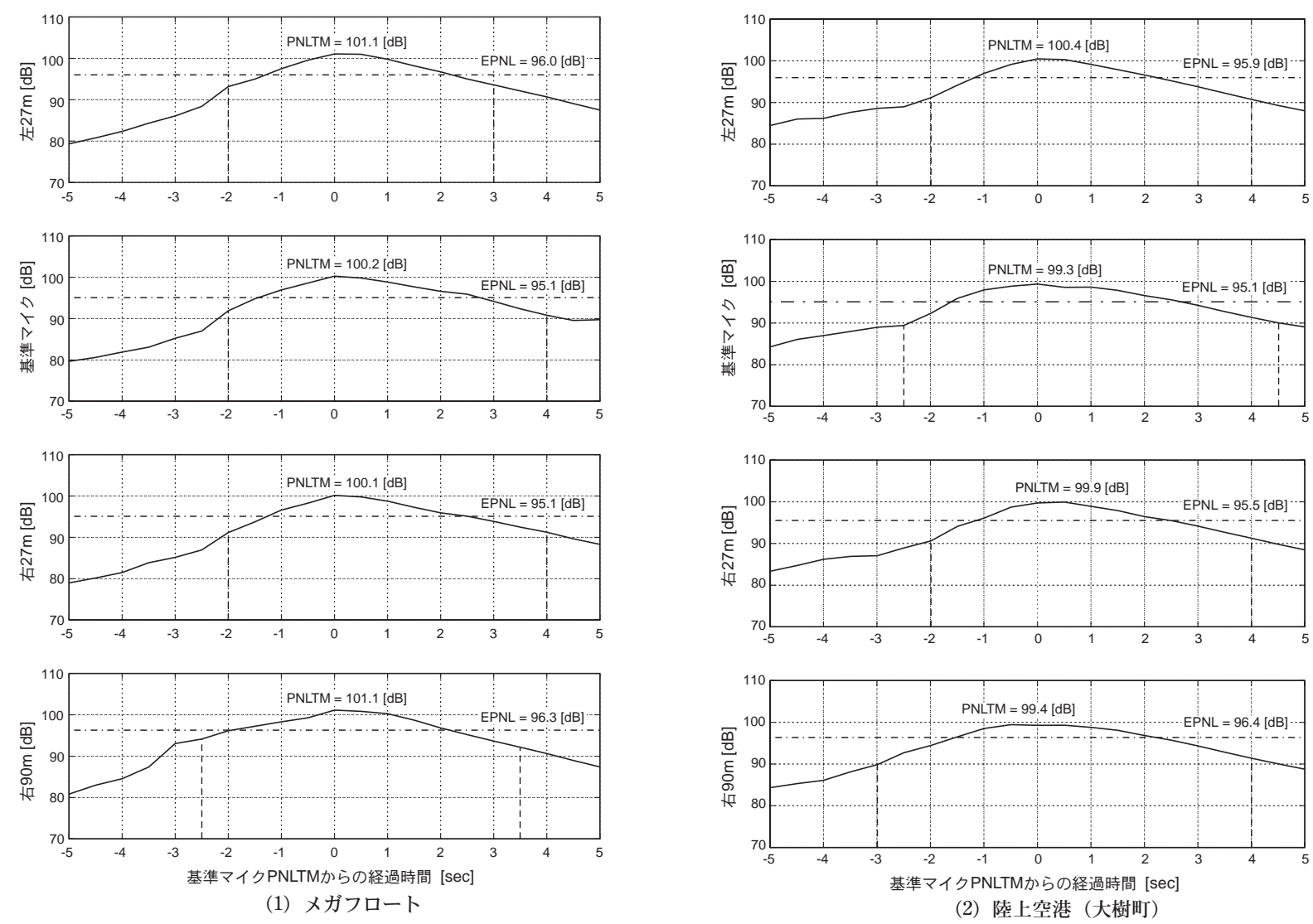


図4.4.3 各マイク位置で計測された PNLT（純音補正感受騒音レベル）の時歴

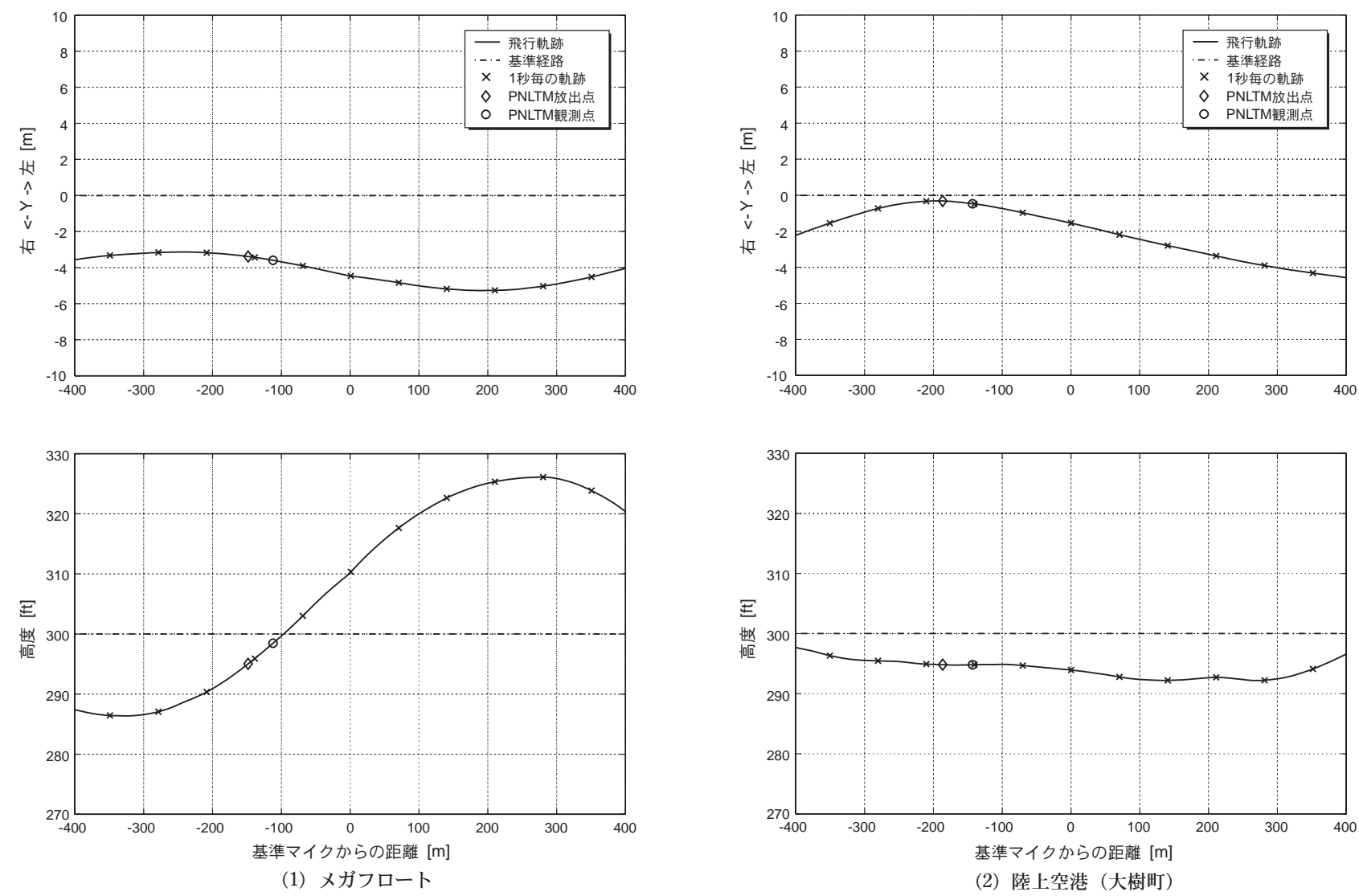
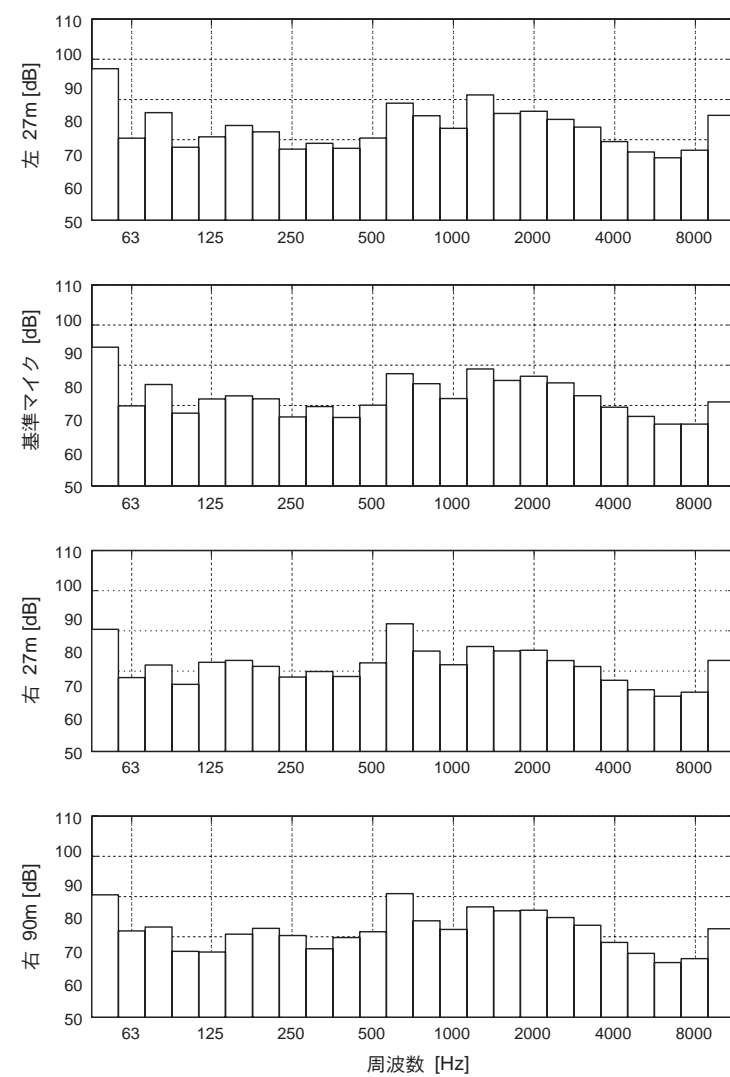
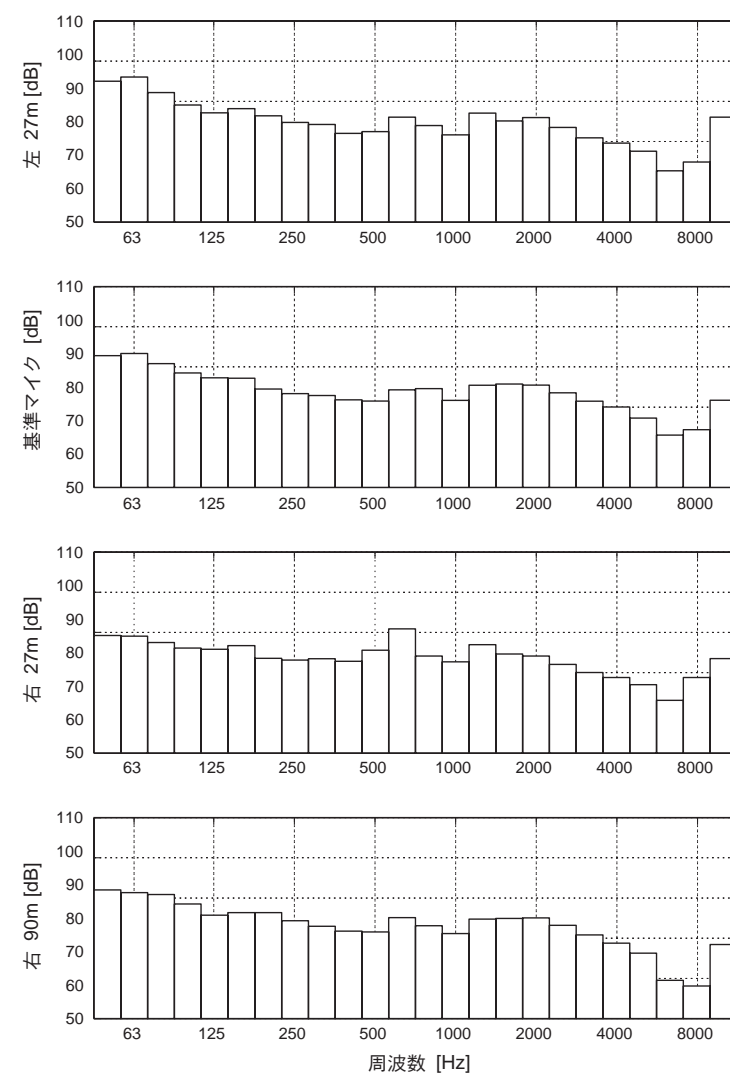


図 4.4.4 騒音計測の際の機体の飛行軌跡



(1) メガフロート



(2) 陸上空港（大樹町）

図 4.4.5 各マイク位置での 1 / 3 オクターブ音圧レベル

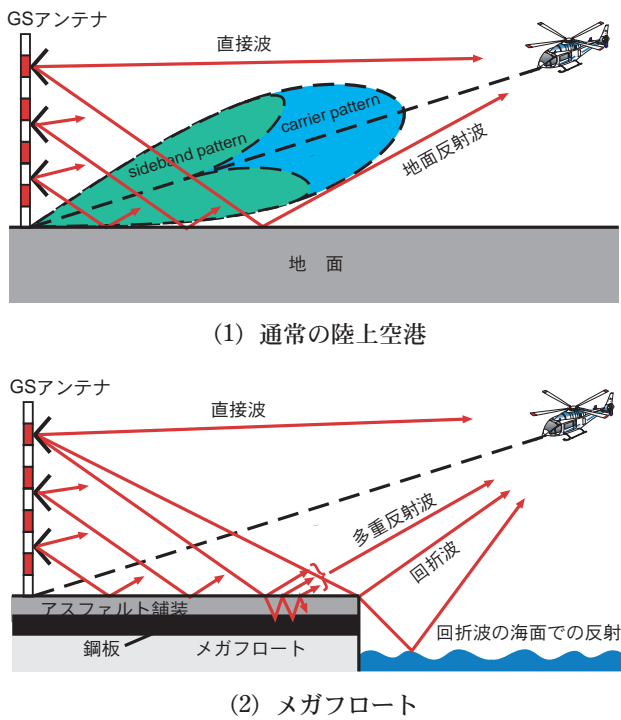


図 5.1.1 GS 電波の構成

・GSアンテナ周辺の構造物（管制塔，ドルフィン，灯台）による回折波

図 5.1.2 に示すように，メガフロートの GS アンテナの前方には管制塔，6 個のドルフィン（メガフロートを係留するための杭）のうち # 1 ～ 3，および灯台等が存在する。これらの構造物において GS 電波が反射および回折する。これらの構造物は全て比較的小さいため，反射波による影響については非常に限定された場所でのみ発生するにとどまるが，回折波の影響については広範囲に分散する。従ってここではこれらの構造物による回折波の影響のみを考慮する。数値解析に用いた各構造物の位置を図 5.1.3 に示す。また，# 1 ドルフィンは GS アンテナ

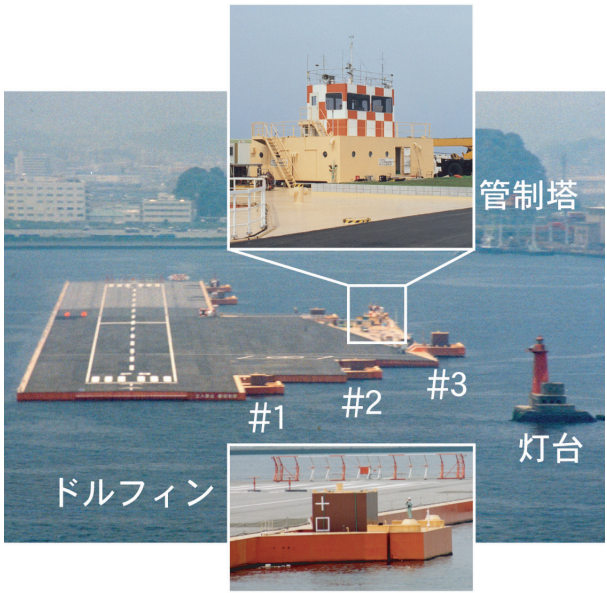


図 5.1.2 ILS 電波に影響を及ぼす
メガフロート周辺の構造物

ナのほぼ正面にあるため，メガフロート本体のエッジと同等に扱ってメガフロート全体の外形を図中の太線に示すような形状にモデル化した。

・通常より大きな GS アンテナのオフセット

GS アンテナは通常 2 あるいは 3 個のアンテナが水平方向に互いにオフセットして取り付けられる（図 5.1.4）。これは滑走路中心線上での近接位相差を小さくするためであるが，メガフロートでは設置場所の制約により滑走路の近く（通常は滑走路から 120m 離れた位置に GS アンテナを設置するが，メガフロートでは 30m の位置）に GS アンテナが設置されているため，オフセット量が通常より大きくなっており，この結果中心線から離れた位置ではオフセットによる影響が大きくなる。

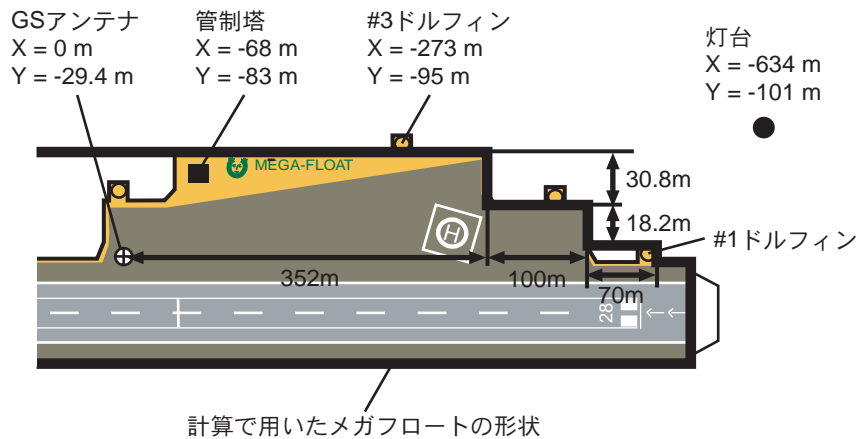


図 5.1.3 計算で用いたメガフロートの形状と各障害物の位置



図 5.1.4 GS アンテナのオフセット

5.2 GS 誤差の計算結果

図 5.2.1 に GS 誤差の計算結果を示す。GS アンテナから 1.6nm 離れた位置 (ILS コース上の高度が 500ft になる位置) において、ILS コースの周辺、LLZ および GS がそれぞれ $\pm 3\text{dot}$ の範囲における GS 誤差の分布を色で表したものである。

(1) は、上記の誤差要因を全く考慮せずに、GS の基本特性を計算した結果を示している。低高度 ($GS > +2\text{dot}$ の領域) で GS 誤差が正の大きな値を示しているが、これは低高度では飛行安全のため自機位置を実際より低めに指示する GS の特性によるものであり、一般的に GS はこのような特性を持つように設定されている。また、GS 誤差は LLZ 方向にもわずかに変化しているが、これは GS アンテナのオフセットによる影響である。

(2) は、アスファルト舗装面での多重反射を考慮した結果である。GS 誤差は一様に負の値を示しており、多重反射の影響によって基準コースがやや浅くなっていることが分かる。

(3) は、メガフロートの前方エッジによる回折波およびその回折波の海面での反射波を考慮した結果である。前方エッジの形状が $Y = -30, -42, -60\text{m}$ の地点で不連続に変化するために (図 5.1.3), LLZ が $-0.3, -1.2, -2.6\text{dot}$ 付近で GS 誤差が不連続に変化している。また、直接波と前方エッジによる回折波の位相差は主に鉛直方向に変化するため、GS の変化に対しても GS 誤差が周期的に変化している。

(4) ~ (6) は、GS アンテナ周辺の構造物、即ち管制

塔、#3 ドルフィン、および灯台による回折波を考慮した結果である。これらの構造物の中では #3 ドルフィンによる影響が最も大きくなっている。#1 および #2 のドルフィンはもともと ILS 電波および航空機の離着陸への影響を懸念して #3 ドルフィンに比べて約 2.1m 低く設計されている (図 5.1.2 参照) ため、その影響は他の誤差要因に比べて無視できる程度に小さかった。一方 #3 ドルフィンについては、滑走路から離れた場所に位置しているためこのような配慮がなされておらず、結果として大きな影響を及ぼしていることが明らかとなった。またもう一つの理由として、#3 ドルフィンのある位置では、GS アンテナからドルフィンへの電波の入射角とドルフィンから航空機へ到達する回折波の放射角が近くなるため、回折波の強度が強くなることがあげられる。従って、メガフロート空港の建設時には、周辺構造物の配置および設計に際し、このような要素を考慮に入れることが必要となる。一方、灯台については、GS アンテナから見た灯台の仰角が約 1.3 度と低いため、その回折波の影響が及ぶ範囲も低高度 ($GS > +2\text{dot}$) に限定されている。また、直接波と周辺構造物による回折波の位相差は、主に水平方向 (ILS コースと直交する方向) に変化するため、いずれの構造物の影響も LLZ の変化に対して周期的に変化している。またこの周期的変化の波長は、構造物が GS アンテナの近くにあるほど長くなるため、GS アンテナに最も近い管制塔による影響の波長が最も長くなっている。

図 5.2.2 は図 5.2.1 に示した全ての影響を考慮した結果である。ここで、周辺構造物のうちドルフィンおよび灯台は海底に固定されているため、メガフロートから見た相対的な高さが潮位とともに変化することに注意する必要がある。図 5.2.1 および図 5.2.2 (1) は干潮時 (メガフロート滑走路面からの #3 ドルフィンの高さ 5.06m)、図 5.2.2 (2) は満潮時 (同 3.75m) の結果を示したものである。満潮時にはドルフィンによる回折波の影響は $GS + 1.7\text{dot}$ 程度より低い領域でのみ現れているが、干潮時には $GS + 1\text{dot}$ 付近にまでその領域が拡大している。例えば $GS + 1\text{dot}$, $LLZ - 1\text{dot}$ 付近の GS 誤差は、満潮時には -0.03dot 程度であるが干潮時には -0.16dot 程度になる。

5.3 飛行実験結果との比較

(1) ILS 通常進入および途中進入

図 5.3.1 は、ILS 通常進入飛行実験 (ケース 1, 図 4.2.1) で計測された GS 誤差 (実線) と、実際に飛行した経路に沿って数値解析により計算された GS 誤差 (破線) を比較したものである。GS アンテナからの距離が 0.5 ~ 5nm の範囲では両者は良く一致している。この領域に見られる GS 誤差の主な要因は、アスファルト舗装におけ

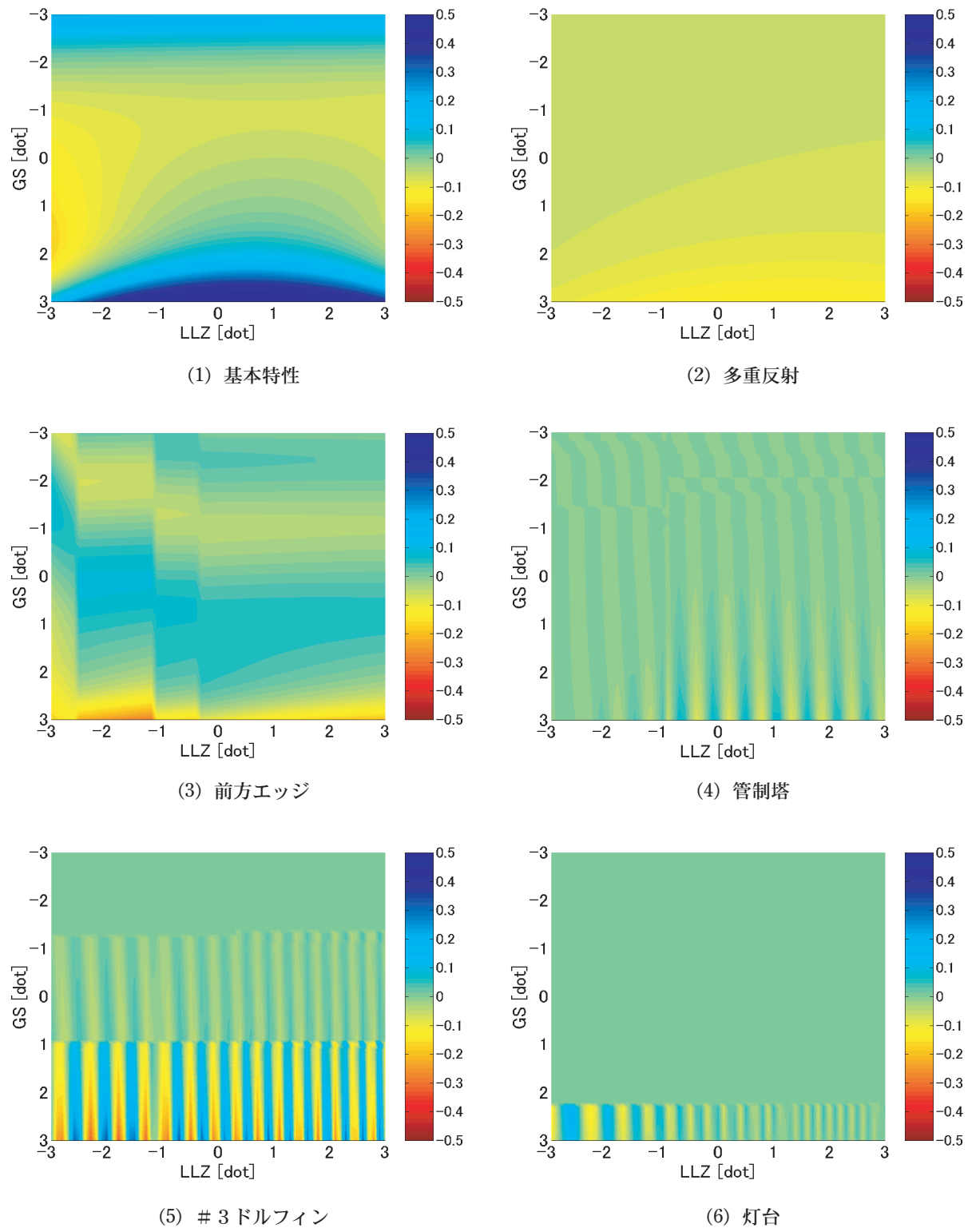
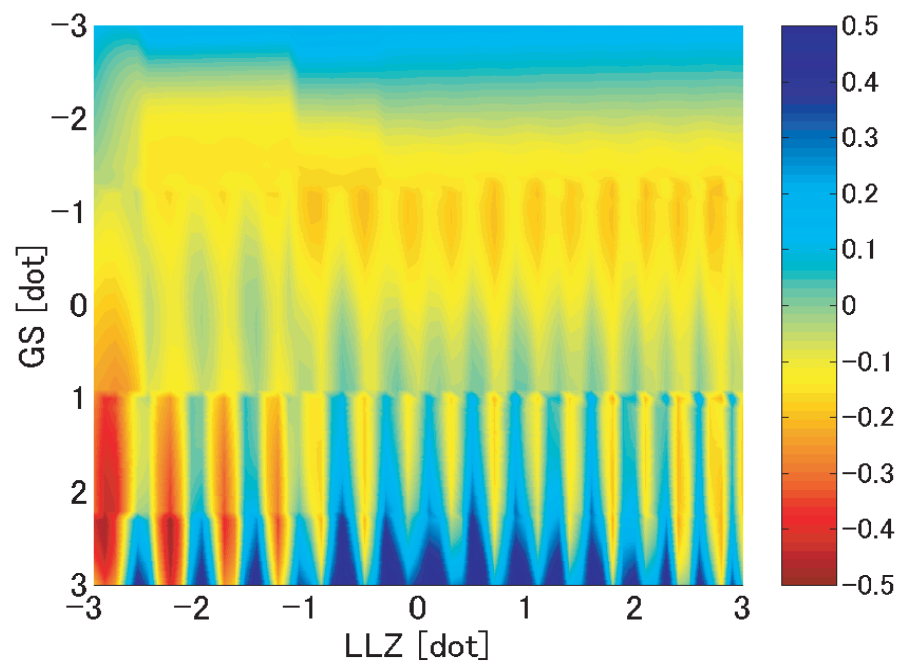
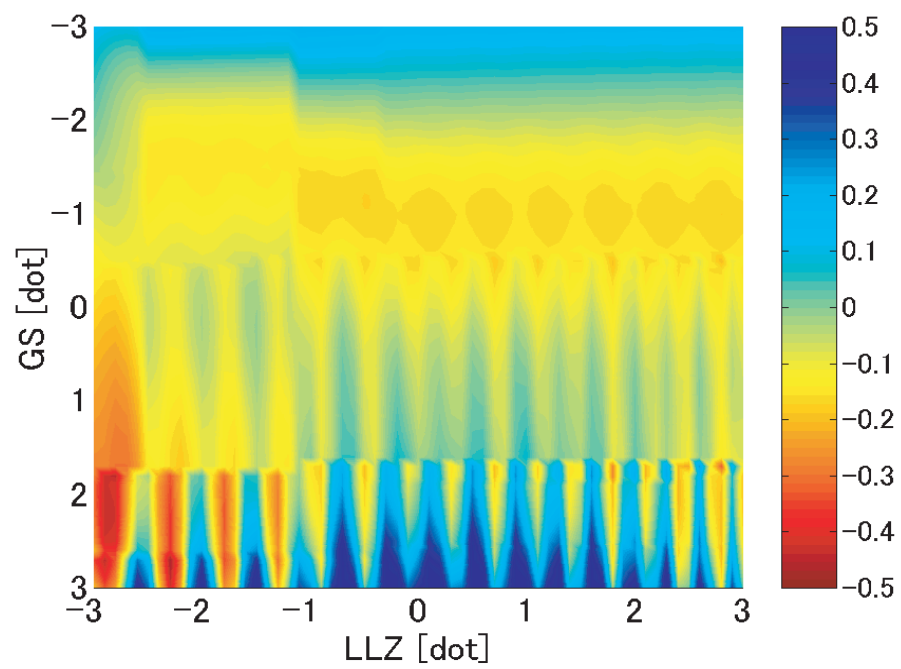


図5.2.1 各要因ごとのGS誤差の計算結果



(1) 干潮時



(2) 満潮時

図 5.2.2 数値解析による GS 誤差の計算結果

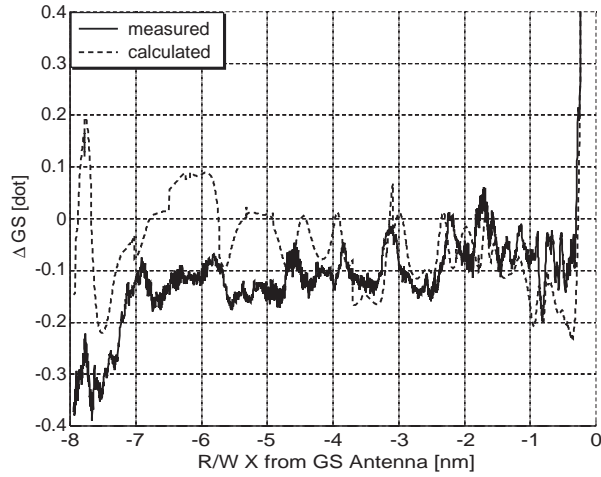


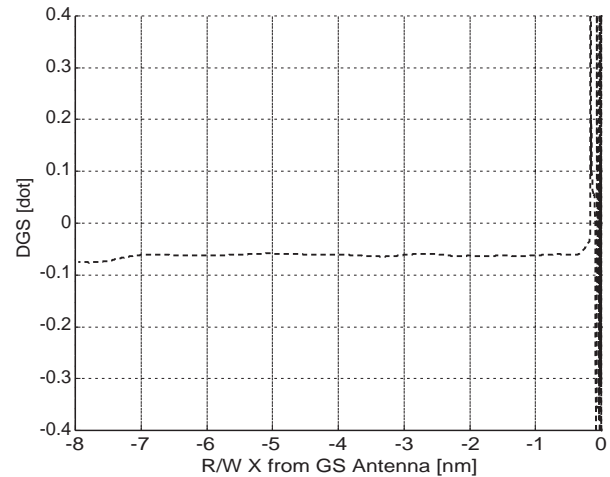
図 5.3.1 ILS 通常進入（ケース 1）

る多重反射波, および # 3 ドルフィンにおける回折波によるものである。数値解析によってこの 2 つの要因による影響のみを計算した結果を図 5.3.2 に示す。全体的にマイナスの誤差を生じる (4.2 (1) 参照) のはアスファルト舗装における多重反射波の影響であり, また滑走路からの距離に対して周期的なパターンで変化するのは主に # 3 ドルフィンにおける回折波の影響によるものである。一方, 5nm より遠い領域では飛行実験結果と数値解析結果との間のずれが大きくなっている。この要因の一つとして, 数値解析では考慮されていない障害物 (例えば進入経路下を航行する大型船舶等) の影響の可能性も考えられる。

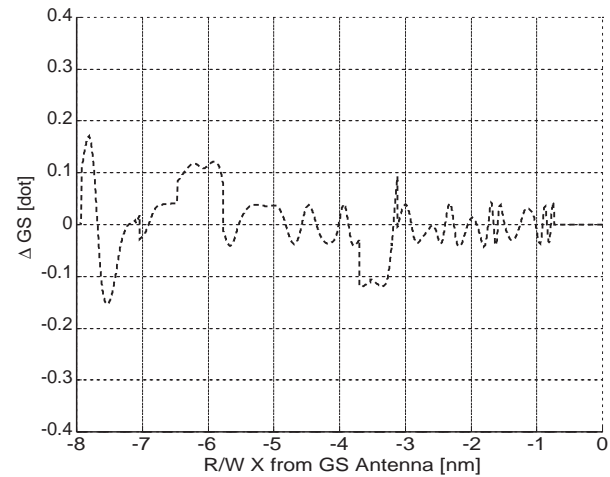
図 5.3.3 は ILS 途中進入 (上からのキャプチャ, 図 4.2.8) の結果を示したものである。GS アンテナからの距離 4 ~ 5 nm の付近では, 機体位置が ILS コースから大きくはずれている (−4dot 相当程度, 図 4.2.8 参照) ため GS 誤差も大きくなっているが, この領域でも飛行実験結果と数値解析結果は比較的良く一致している。また 3nm 以内での誤差が図 5.3.1 に示したケースに比べて大きくなっているが, これについては飛行実験結果における DGPS/INS の位置誤差の影響 (図 3.3.4 参照) の可能性が考えられる。

(2) ILS ホバリング

図 5.3.4 は ILS ホバリング (高度 500ft, 図 4.3.2) の結果を示したものである。実線は飛行実験結果, 破線は数値解析結果, また点線は数値解析結果に全体に 0.12dot を加えたものをそれぞれ表している。飛行実験結果には周波数 2Hz, 振幅 0.01dot 程度の細かい振動や 0.1dot 程度のスパイク状のノイズが見られるが, 全体的な変動の様子は数値解析結果に見られるものと良く一致している。0.12dot の差の原因については, 飛行実験結果に含まれる DGPS/INS の位置誤差, あるいは数値解析結果の誤



(1) アスファルト舗装における多重反射



(2) # 3 ドルフィンにおける回折

図 5.3.2 GS 誤差の主な要因 (ILS 通常進入, ケース 1)

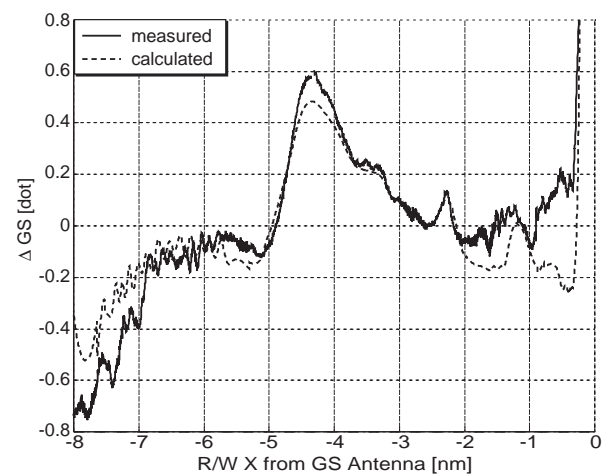


図 5.3.3 ILS 途中進入 (上からのキャプチャ)

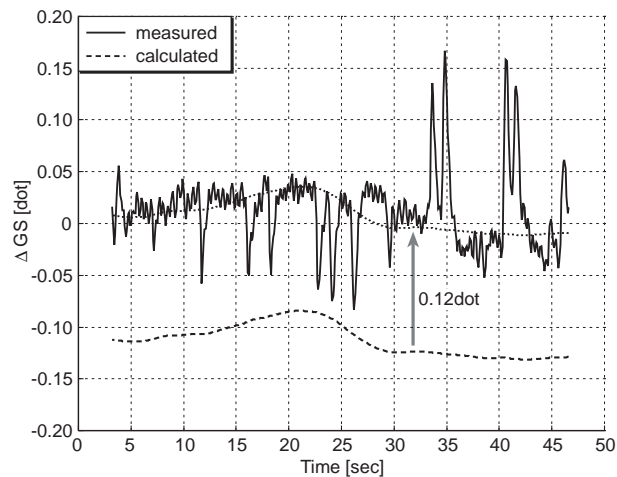


図 5.3.4 ILS ホバリング (高度 500 ft)

差の双方の可能性があり特定できない。数値解析では、波浪による GS アンテナの動揺の影響、即ち時間的な変動は考慮されておらず、数値解析結果における誤差の変動は、主に前方エッジでの回折波の影響による空間的な変化が機体の運動によって時間的な変化となって現れたものである。従って、飛行実験結果に見られた GS 誤差の変動も、メガフロート全体の動揺の影響によるものではないと推定される (4.3 (1) 参照)。

(3) GS スイープ

図 5.3.5 は GS スイープ (高度 1000 ft, ケース 1, 図 4.3.3) の結果を示したものである。図中に示した以下の特徴について数値解析結果は飛行実験結果を良く再現している。

- (A) 前方エッジの回折波およびその海面での反射波の影響による大きなアーチ状の変化
- (B) ドルフィンの回折波の影響による小さな逆アーチ状の変化
- (C) GS の基本特性による低高度での誤差

ただし、誤差の絶対値については実験結果との間に差が見られる。数値解析において周辺構造物の影響を過大評価している可能性が考えられる。

図 5.3.6 も GS スイープ (高度 1000 ft, ケース 2, 図 4.3.4) の結果を示したものである。このケースでも以下の点について一致した結果が得られている。

- (A) 前方エッジの回折波およびその海面での反射波の影響による大きなアーチ状の変化
- (B) ドルフィンの回折波の影響による GS + 0.7 dot および + 1.5 dot 付近での谷状の変化

また、ケース 1 とケース 2 は同一の実験内容であり、両者の差は実験での飛行経路の誤差 (ケース 1 では ILS コース上をほぼ垂直に上昇しているが、ケース 2 では LLZ の偏位が最大 + 1.2 dot 程度経路がずれている) に起

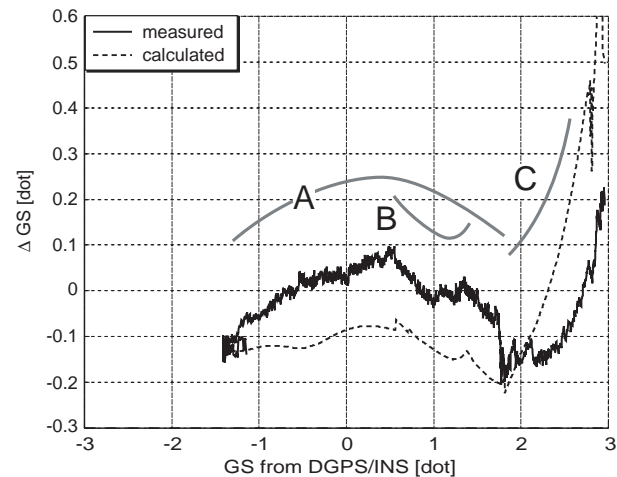


図 5.3.5 GS スイープ (高度 1000 ft, ケース 1)

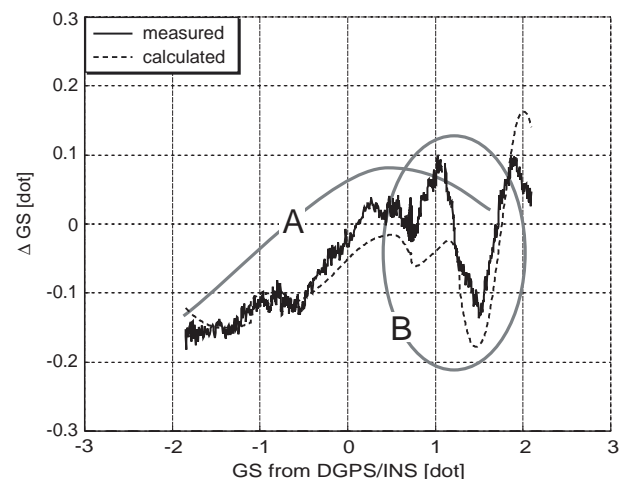


図 5.3.6 GS スイープ (高度 1000 ft, ケース 2)

因するものであるが、数値解析結果はこの影響についても全体的に良く再現している。

(4) LLZ スイープおよび LLZ ローパス

図 5.3.7, 図 5.3.8 にそれぞれ LLZ スイープ (高度 1000 ft, 図 4.3.6) および LLZ ローパス (高度 200 ft, ケース 1, 図 4.3.8) の結果を示す。図中に示した、LLZ スイープと LLZ ローパスに共通に見られる、

- (D) 管制塔およびドルフィンの回折波の影響による GS 誤差の周期的な変化

について数値解析結果と飛行実験結果は良く一致している。

一方、LLZ スイープの飛行実験結果に見られる、
(E) LLZ が負の領域と正の領域で GS 誤差の平均値が異なる

という現象については、メガフロートの左右非対称な形状に起因するものと思われるが、数値解析ではあまり再現されていない。この理由の一つとして、実際のメガフ

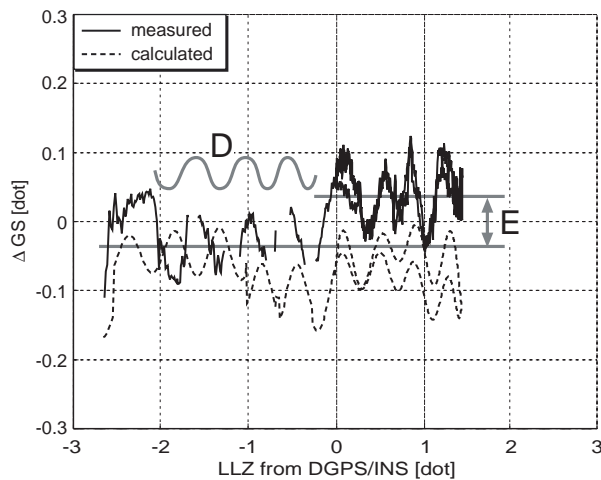


図 5.3.7 LLZ スイープ (高度 1000 ft)

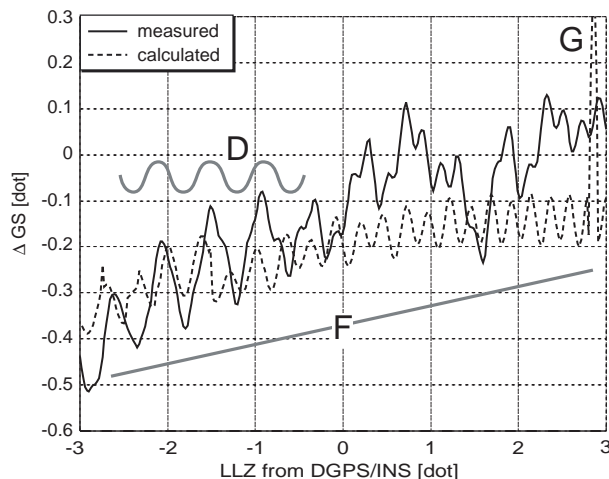


図 5.3.8 LLZ ローパス (高度 200 ft, ケース 1)

ロートにはエッジ付近に柵 (手すり) が設置されているが、この影響が数値解析では考慮されていないことが考えられる。

また、LLZ ローパスに見られる、

(F) GS アンテナのオフセットの影響による GS 誤差の傾き

については数値解析結果と飛行実験結果で一致した傾向が得られている。

しかし、数値解析結果に見られる、

(G) LLZ + 2.8 dot 付近での GS 誤差の急激な増加は飛行実験結果では計測されなかった。これは、数値解析ではドルフィンのエッジが完全に理想化されているため、特に入射角と放射角が等しい場合に回折波の強度が特異点的に変化することに起因するものである。

5.4 比較検証のまとめ

メガフロート上の GS アンテナからの電波がメガフロ

ートの構造や周辺の障害物によって反射および回折する現象を数値解析することにより、飛行実験結果に見られた GS 誤差の空間的な変動の特徴が再現され、それぞれの変動がどのような誤差要因に起因するかを明らかにすることができた。

LLZ 誤差に関してはこのような解析が行われていないが、LLZ 電波は GS とは異なりアンテナからの直接波のみによって構成されるため、アスファルト舗装による多重反射の影響は小さく、周辺の構造物 (GS アンテナ自体も LLZ 電波に対する障害物となる) による影響が主な誤差要因と考えられる。

6. まとめ

航技研の実験用ヘリコプタ MuPAL-ε を用いて横須賀沖メガフロートの評価飛行実験を実施し、以下の結果を得た。

(1) 全般

- パイロット・コメントにより、メガフロート上の滑走路およびヘリポート・マークが、陸上空港、海上の埋め立て地の空港、内陸および海岸沿いに設置されたヘリポート等と比較して、飛行技術上および運航安全上の観点から有意な差がないことが確認された。

(2) ILS 進入

- ILS による通常進入では、飛行実験中の横風の影響によると思われるもの以外には、陸上空港の場合と比較して有意な差は認められなかった。
- ただし、GS 信号が全体的にマイナスの誤差を生ずる (即ち基準コースが浅くなる) ことが確認された。電子航法研究所で行われた数値解析により、これはメガフロートの構造物 (鋼板) とアスファルト舗装の間における GS 電波の多重反射の影響によることが明らかとなった。
- ヘリコプタ特有の進入経路として横からおよび上から ILS コースをキャプチャする経路を設定した場合にも ILS 電波は正常に受信された。

(3) ILS スイープ/LLZ ローパス

- ILS コース上でホバリングする実験を行ったが、メガフロート全体の波浪による動揺に起因する時間的な変動を確認することはできなかった。
- ILS コース付近で垂直上昇を行う GS スイープでは、GS 信号の誤差の空間的な変動が計測された。
- ILS コース付近で微速横進を行う LLZ スイープ、および低高度で ILS コースを横切る LLZ ローパスでは、GS および LLZ 信号の誤差の空間的な変動が計測された。
- 数値解析結果との比較により、上記の空間的な変動は、メガフロートのエッジ部分、および管制塔、ドルフィン、灯台等の周辺構造物において ILS 電波が回折すること

が主な要因であることが明らかとなった。

(4) R/W ローパス

- ・電波高度計およびドップラー速度計（対地速度計）はメガフロート上で正常に機能することが確認された。
- ・メガフロート上でヘリコプタの機外騒音を計測した。陸上空港での計測結果と比較した結果、有意な差は認められなかった。

従来 ILS の電波特性の検証は固定翼機によって行われており、航空局の飛行検査機（YS-11）、電子航法研究所の実験用航空機（B99）、当所の MuPAL- α （Do228）等、ILS 信号を記録、解析できる機体が国内にも複数存在するが、今回 MuPAL- ε を用いた飛行実験により、ヘリコプタ特有の飛行能力、即ちホバリング、垂直上昇、横進などを含めた飛行パターンによって、固定翼機とは異なった側面から ILS 電波の評価を行うことが可能であることが実証された。

謝 辞

本研究はメガフロート技術研究組合、および電子航法研究所からの協力依頼文書に対する回答（それぞれ10航研企第265号、12航研企第58号）に基づいて実施されたものである。

飛行実験の実施に際し、メガフロート技術研究組合の台木主任研究員はじめ関係各位の皆様にご多大なるご支援をいただいた。また、電子航法研究所の福島研究官には GPS に関する技術的指導をいただいた。

三菱重工業（株）には機体運航、機上計測、騒音計測において全面的な支援をいただいた。

ここに心より感謝の意を表させていただきます。

航技研内の飛行実験実施体制

小野 全体実施責任者

照井、栗栖、鎌田、向井 機体運航管理

張替、稲垣、井之口、藤原、飯島

GPS地上局操作、メガフロート上作業支援

奥野 ヘリコプタ実験責任者、報告書の纏め

又吉 機上計測、表示ソフト開発、ILS 数値解析

穂積 機上計測、ILS 精度検証

船引 表示ソフト開発、パイロット・コメントの纏め

石井 騒音計測

付録 1 DGPS 測量中の問題について

本文3.2(1)に述べた海上保安庁の中波ビーコン信号を利用する DGPS を用いて最も北側のマイク設置位置（図3.2.2参照）を測量した際、アンテナ（図A1.1）を直接地面に置くと中波ビーコン信号が受信できないという状況が発生した。このアンテナは GPS アンテナと中波ビーコ



図 A1.1 測量に用いた DGPS アンテナ

ン・アンテナが1つのパッケージになったものである。メガフロートの最寄りの地上局は神奈川県釧先にある、周波数309kHzで DGPS 補正情報が送信されている。アンテナを約1m地面から離すと問題なく受信できた。その他の測量点では全てアンテナを直接地面に置いた状態で受信可能であった。今回の測量点中、この1点のみが鉄板が剥き出しになっている部分（図3.2.2中薄い色の部分）で、その他の測量点は全てアスファルト舗装された部分であった。また、今回の実験期間中何度か測量を試みたが、毎回同じ結果であった。このため、メガフロートの構造物の影響によって中波ビーコン信号が受信できなかった可能性が考えられる。MuPAL- ε の機上に搭載されている DGPS/INS も同じ海上保安庁の中波ビーコン信号を利用しており、機体尾部底面にアンテナが配置されている（図3.2.3参照）が、メガフロート上のヘリポート・マーク（アスファルト舗装されている）に着地している間も中波ビーコン信号は問題なく受信できた。

付録 2 ILS 途中進入に関するパイロット・コメントと考察

GPS を用いてウェイポイントを設定することにより ILS コースに途中進入する経路は、ヘリコプタのように進入速度の遅い航空機が離着陸頻度の高い混雑した空港に進入する場合、および空港周辺の地形や空域等の条件に応じてヘリコプタがその特長を最大限に活かした運用を行う場合等に有効である。今回のメガフロート評価実験では、ILS 電波の受信状況の確認を目的としてこのような経路を飛行する実験を行った（実験方法については本文2.1(2)に、結果は4.2(2)に述べられている）が、ここでは今回設定した飛行経路に関するパイロット・コメントとその考察についてまとめる。ここに示す結果については、メガフロート上の ILS の評価とは直接的には関係ないが、今後特に都市部の空港においてこのような進入経路を設定する必要性が高まることも予想されるた

め、参考資料として本報告書に掲載する。

1 横からの ILS 途中進入

1.1 パイロット・コメント

- ・CB間の距離約1.9nmは短い。降下のタイミングを逸するとB点までに降り切れない。また、CB間の横経路を正確にトラックするのは難しい。
- ・B点でのキャプチャ角度30°は急である。20°程度が適切である。
- ・BA間の距離1nmは短い。これ以上短くするとタスクが達成できない。降下開始前（A点）までにはキャプチャを完了できる。
- ・A点から接地点までの距離3nmは短すぎる。70 ktであれば適切である（今回は90ktで実施した）。あるいは、B点からの距離4nmであれば90ktでも問題ない。
- ・降下直後にキャプチャを行う横からの途中進入経路上のCB間と、キャプチャのタスクのみである上からの途中進入経路上のDC間とを比較すると、前者の方が作業量が多いが、キャプチャ開始までに降下し切れずにB点に影響を及ぼすことはない。

1.2 考察

(1) 既存の経路設定基準との比較

今回設定した飛行経路は、特に水平面に関しては、実際のメガフロート周辺の空域の制約(図2.1.1に示した場周経路内を飛行するという制約)により、各セグメント長がかなり短くなっている。ここでは既存のFMS, ILS, および米国におけるヘリコプタのGPS非精密進入の各経路の設定基準との比較により今回設定した経路の妥当性について評価する。

FMS経路暫定設定基準(文献A.1)によれば、160kt以上で飛行する場合のエンルートでのウェイポイント間の最低距離が定められている。これを90ktでの値に換算すると、30°の方位変更角での最低距離は0.96nmとなる。また、中間進入セグメント(今回設定した経路ではAB間に相当)については、速度によらず最低距離として2.5nmが定められている。これを中間進入の適用速度175 ktの値と考えて90ktに換算すると約0.8nmとなる。今回設定した経路では、いずれのレグでも水平面に関しては基準を満足していると考えてよいことになる。なお、高度方向の変化については暫定設定基準では特に触れられていない。

また、ILS進入方式の設定基準(文献A.2)では、標準到着経路(CBのレグに対応)がLLZコースと交わる点での方位変更角が降下開始地点(A点)からの距離との関係で定められている。これによれば、1nmで15°以下、2nmで30°以下となっており、今回設定した経路は基準

を満足していない。ただし、これも固定翼機の進入速度を念頭においた基準である。

次に、米国連邦航空局(FAA)によって定められているヘリコプタ用GPS非精密進入規準(文献A.3)との比較を行う。この規準では、初期、中間、最終のセグメントにおける方位変更角と最低距離の関係が示されている。今回設定した経路では、方位変更角が30°であるので最低距離は2nmとなり、いずれもこの規準を満足している。ただし、この規準では、最大進入速度が民間機の場合には70kt(軍用機の場合には90kt)に制限されているため、今回設定した90ktの進入速度に対しては、BC間のセグメント長が短すぎる、あるいは方位変更角が大きすぎると考えることもできる。また、各セグメント毎の降下速度について、最適降下勾配400ft/nm(最大600ft/nm)と定められており、今回設定した経路は規準を満足している。

以上の結果をまとめると、今回設定した経路は、現状の計器飛行基準を厳密に満足するものではないが、ヘリコプタの進入速度を考慮すると、必ずしも不適切な経路設定とも言えない。パイロットのコメントは、全般に今回設定した経路が従来の計器飛行経路に比して操縦が難しいことを示しているが、ヘリコプタの計器飛行に適した経路設定基準や操縦方式、訓練方式などが策定されれば、今回設定したような経路も実用可能であると考えられる。

(2) 水平面内の経路設定の改善点

パイロット・コメントによれば、経路のトラック、旋回、高度変更などの個々のタスクは実施可能であり、慣熟すれば一方の操作が他方の操作に影響を及ぼすことはないという結果が得られている。一方で、ワークロードとしては限界であり、これ以上レグが短くなったり、風などの条件が悪化した場合には、タスクを達成できないというコメントもあった。

今回設定した経路に等価なものとして、CB間のレグのトラッキングをなくし、代わりに、C点を過ぎてから旋回を開始し、B点以前でLLZをキャプチャするというタスクを設定することも考えられる。CB間のトラッキングが無くなると、パイロットの判断によって余裕をもってLLZをキャプチャできることから、パイロットのワークロードを低減できる可能性がある。

(3) 高度方向の経路設定の改善点

今回は、2カ所の最低高度制限をもつ階段型の進入経路を実験的に設定した。パイロット・コメントによれば、個々の降下操作、あるいはその前後の旋回操作との組み合わせについても、操作は忙しいが実施可能であるという結果が得られた。しかし一方で、短い時間で多数の操作が求められ、チャートを参照する余裕も少ない状態で

これらの手順を全て記憶して的確に実施することがタスクの難度を上げているというコメントもあった。また、ディスプレイの地図上のウェイポイントに高度情報を表示することが有効である（今回は表示する場合としない場合の両方を試みた）との意見も得られている。

ところで、既存の ILS 進入経路で途中で最低高度の制限を設けている場合についても、実際の運航においては、今回設定したようなステップ状の降下進入は行わず、最低高度を守りながらできるだけ継続的に進入を行うことが一般的である。例えば、今回設定したような経路においては、C 点付近まで 2000 ft での水平飛行を続け、その後旋回しながら一気に 1000 ft まで降下する方がパイロットのワークロードは低減される可能性がある。

(4) パイロット・インターフェイスの問題

今回の実験では、計器板の中央やや左よりに設置されたディスプレイに表示されるコース偏位を左席パイロットが ICS でコールし、右席パイロットが操縦を行うという実験方法をとった（飛行規定上の制約による）。このため、パイロットが自ら表示を見ながら操縦する場合に比べて操縦性が劣ると考えられ、パイロットの経路設定に対する評価を否定的な方向にバイアスさせる要因になっていると思われる。

2 上からの ILS 途中進入（2 段進入）

2.1 パイロット・コメント

- ・上からのキャプチャ自体は慣れれば可能である。
- ・90kt で 6° の降下角度を設定することは厳しい（不慣れな諸元である）。70kt であれば問題ない。
- ・昇降率計で降下率 1000fpm を維持することが難しい。
- ・6° の GS を与えられた方が楽である。

2.2 考察

(1) 上からの GS キャプチャについて

上からの GS キャプチャはタスクとしては困難ではなく、慣れれば通常の（下からの）GS キャプチャと同様に実施可能であるというコメントを得ている。GS の電波はその性質上、基準角度の整数倍の進入角度の疑似信号を発生するため、現状では上からのキャプチャは行われていないが、ヘリコプタの場合には最終進入区間を短くすることによってこの影響を軽減できる可能性もあるため、このような飛行方式の利点が確認できれば空港毎に適用可能性を検討する価値はあると考えられる。

(2) 改善点

パイロット・コメントにもあるように、「昇降率を保つ」というタスク設定が不適切であったと考えられる。「6° の GS を明示する方がよい」というコメントは、予備実験の際に GPS による機体位置情報を用いて 3° と 6°

の 2 種類の仮想的な GS 信号を生成し、実験用のディスプレイに表示してこれを参照しながら飛行した場合と比較してのものである。ハードウェアとして複数の GS 偏位をパイロットに呈示することが可能であればワークロードは低減されると考えられる。

(3) 追加実験

上記の結果を反映し、平成 12 年 10 月にメガフロートで行った MuPAL-ε による第 2 回評価飛行実験（GPS 精密進入実験）では、同じ 2 段進入経路に対して (1) 3° と 6° の GS ポインタ（2 重ポインタ）を表示し、これを参照して進入する実験、および (2) 空間上にトンネルのイメージで目標経路を表示する「トンネル・イン・ザ・スカイ」を用いて進入する実験、をそれぞれ実施した。図 A2.1 に実験に用いた 3 種類のディスプレイを示す。(1) は今回（第 1 回）の実験で参照した母機計器の昇降率計、および ILS ポインタのある姿勢指示器（ADI）等を示したものである。写真は左席用の計器であるが、第 1 回の実験では右席で操縦を行っている。(2) は第 1 回の実験でも用いたマップ表示（図 2.1.4 (1)）であるが、第 2 回の実験では ADI に GPS から計算した 3°（白色）と 6°（緑色）の 2 つの GS ポインタを表示した。(3) は「トンネル・イン・ザ・スカイ」の表示である。「トンネル・イン・ザ・スカイ」の詳細については「MuPAL-α および ε による GPS 進入評価実験報告書」にまとめられている。

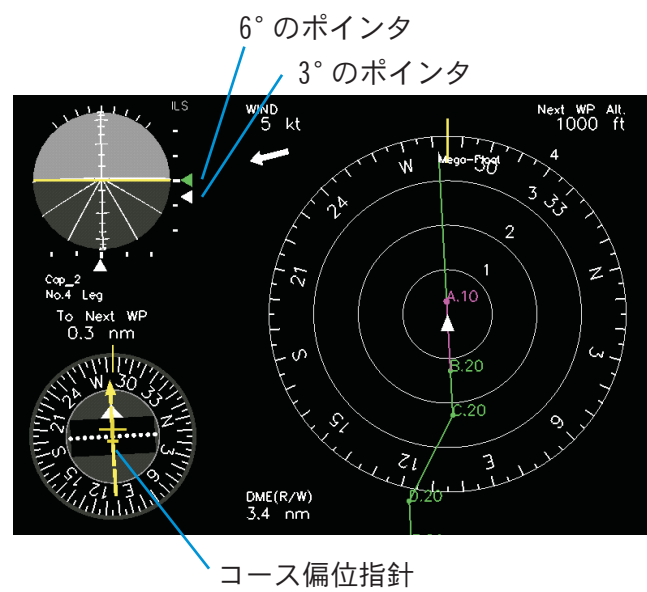
図 A2.2 はこれら 3 種類の計器表示を用いて進入を行った場合の飛行経路および基準経路からの偏位を示したものである。これらの結果から、以下の結論が導かれる。

- ・昇降率計を参照した場合、6° に近い経路角を維持することは可能であるが、空間上の定められた経路をトラッキングすることができないため、3° の経路をキャプチャする点の誤差が大きくなる。図 A2.2(1) に示した例では、目標である A 点を約 2nm 過ぎた点、着地点の約 1 nm 手前でようやくキャプチャしている。
- ・3° と 6° の両方のポインタを表示した場合、高度方向の誤差は概ね 100 ft 以内で基準経路をトラッキングすることができる。
- ・「トンネル・イン・ザ・スカイ」を用いた場合、20 ft 程度以内の高度誤差で基準経路をトラッキングすることが可能となる。

また、第 1 回の実験では、飛行規定上の制約から、操縦は右席で行い、左席でマップ表示を見ながら ICS を通して音声で誘導するという方法をとったが、第 2 回の実験では、航空法第 11 条但し書きによる飛行許可を得て、左席で表示を見ながら操縦を行った。にもかかわらず、図 A2.2 (1) と (2) を比較すると、水平面の基準経路からの偏位は (2) の方が大きくなっている。これは、パ



(1) 母機計器 (第1回実験)



(2) 2重ポインタ (第2回実験)



(3) トンネル・イン・ザ・スカイ (第2回実験)

図 A2.1 2 段進入の飛行実験に用いた表示方式

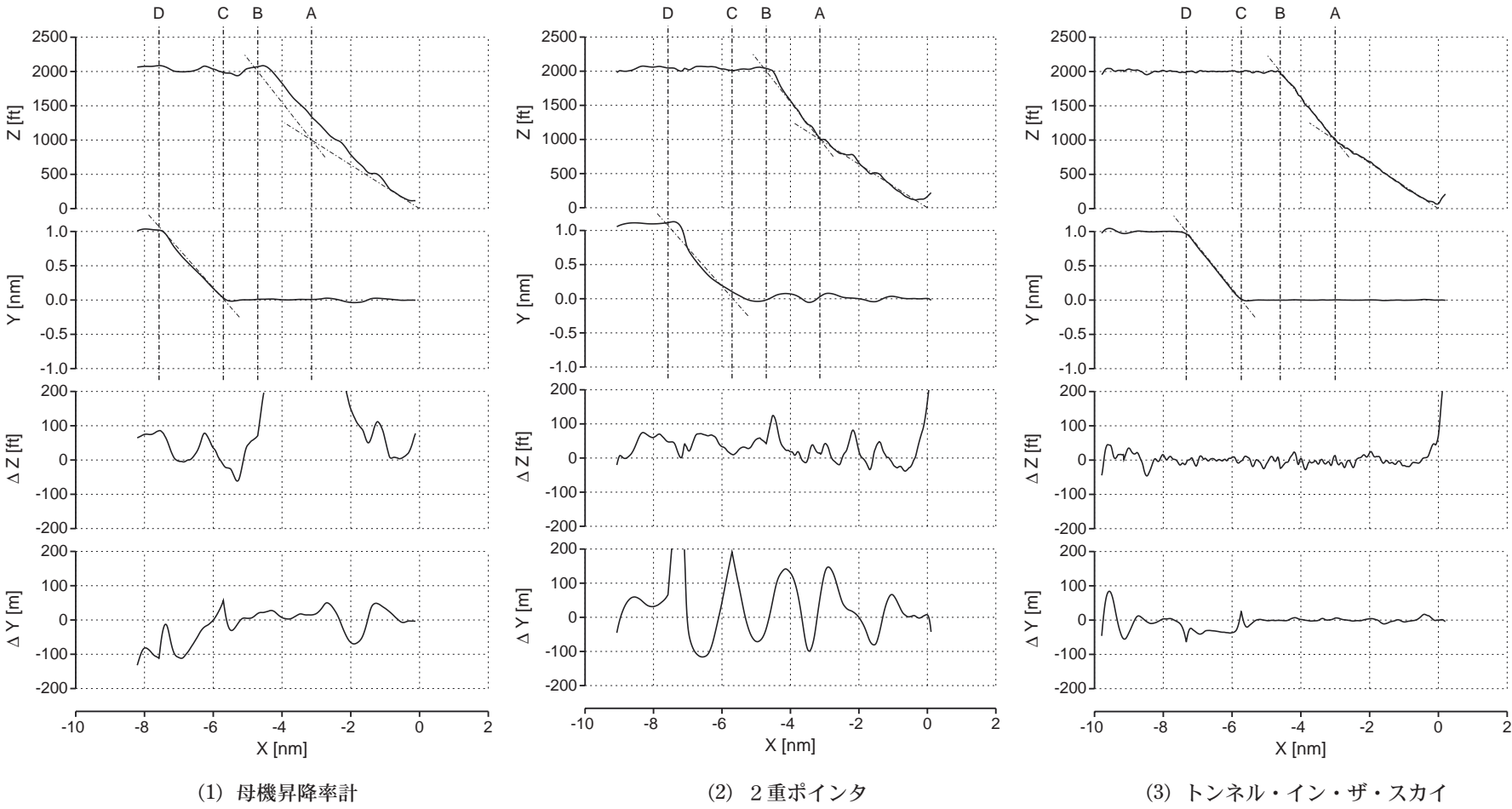


図 A2.2 3種類の表示方式による2段階進入の飛行経路の比較

イロットが直接マップ表示を見て基準経路を追うことによってオーバー・コントロールになったためと思われる。マップ表示では、水平状況指示器（HSI）のコース偏位指針が現在選択されているレグの基準経路からの距離の偏位に比例する（1dotあたり250m）ように表示していたが、パイロット・コメントによれば、目標点からの角度の偏位に比例する方が良いのではないかという指摘があった。

3 ILS 途中進入に関するまとめ

- 今回設定した2種類の飛行経路について、パイロット・コメントをもとにその妥当性についてまとめると、
- (1) 横からのILS途中進入に関しては、比較的短いレグと高度変更の組み合わせによってタスクの難易度は高く、達成可能な限界であるというコメントが得られた。これは、個々のレグでの難易度よりも、これらの操作が短い間に連続的に発生するため、手順を正確に思い起こすことがパイロットの負担になったためと思われる。
 - (2) 上からのILS途中進入（2段進入）に関しては、操作に慣熟すれば通常のILSキャプチャと同等に可能であるというコメントが得られた。また、平成12年10月に実施した第2回飛行実験では、「2重ポイント」や「トンネル・イン・ザ・スカイ」の表示によって、より精度の高い2段進入が可能であることが示された。
 - (3) 今回の実験は、左席パイロットが経路の表示内容を右席の操縦パイロットに伝えるという方法で行ったが、右席パイロットが自ら表示を見ながら操縦を行うことで全体的な操縦性が向上する可能性がある。
 - (4) 今回設定した経路は、空域的、地形的な条件等によって進入経路が制限された場合を想定したものであったが、実際の運航に照らし合わせると現実性の乏しい部分もあった。即ち、仮に想定されたような厳しい条件下の運航であったとしても、実際にはより飛行の容易な経路を設定することも可能である。
 - (5) 既存の経路設定基準に基づくと、今回設定した経路はかなり厳しいものとなるが、必ずしも不適切なものとは言えない。ヘリコプタの特性に適した計器飛行方式や、そのための操縦技術、訓練方法などを新たに制定することにより、今回示したような経路でも十分に実用化できる可能性が考えられる。

付録3 GS電波の変動に及ぼすロータ回転数の影響について

GS電波に含まれる周期約2Hz、振幅0.01dot程度の変動についてその原因を調べるため、平成12年10月4日に名古屋空港にてILS進入中にロータ回転数を変化させる実験を行った。結果を図A3.1に示す。

GS電波に含まれる変動は、ロータ回転数100%（317rpm）の時に2.32Hz、ロータ回転数90%の時に2.13Hzであった。ロータ回転数の変化に伴ってその周期が変動するため、ヘリコプタのメイン・ロータ・ブレードとGS電波との干渉による影響、または機体振動による影響等の可能性が考えられる。

文 献

- 1.1) 台木一成, 「メガフロート実証実験について」, 航空技術No. 541, 平成12年2月.
- 2.1) “Environmental Protection, Volume I, Aircraft Noise,” Annex 16, International Standards and Recommended Practices, International Civil Aviation Organization, July 1993.
- 3.1) Okuno, Y., and Matayoshi, N., “Development of a New Research Helicopter MuPAL-ε,” presented at the American Helicopter Society 57th Annual Forum, Washington, DC, May 9-11, 2001.
- 5.1) Yokoyama, H., Miyajima, S., Horiba, S., and Sato, C., “The Elasticity Deformation of Mega-Float and Its Effect on the GP (Glide Path) Course Structure,” presented at the 20th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering, Rio de Janeiro, Brazil, June 2001.
- 5.2) Matayoshi, N., Okuno, Y., Funabiki, K., Hozumi, K., and Yokoyama, H., “Flight Test Evaluation of ILS by Helicopter using a Hybrid DGPS/INS System,” presented at the American Helicopter Society 57th Annual Forum, Washington, DC, May 9-11, 2001.
- A.1) 「航空路等設定基準」別添3「FMS経路暫定設定基準」, 運輸省航空局, 空制第236号, 平成10年8月24日.
- A.2) 「計器飛行による進入方式・出発方式及び最低気象条件の設定基準」, 運輸省航空局, 空航第105号, 昭和46年3月12日.
- A.3) “Helicopter Global Positioning System (GPS) Nonprecision Approach Criteria,” FAA Order 8260.42A, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, June 11, 1997.

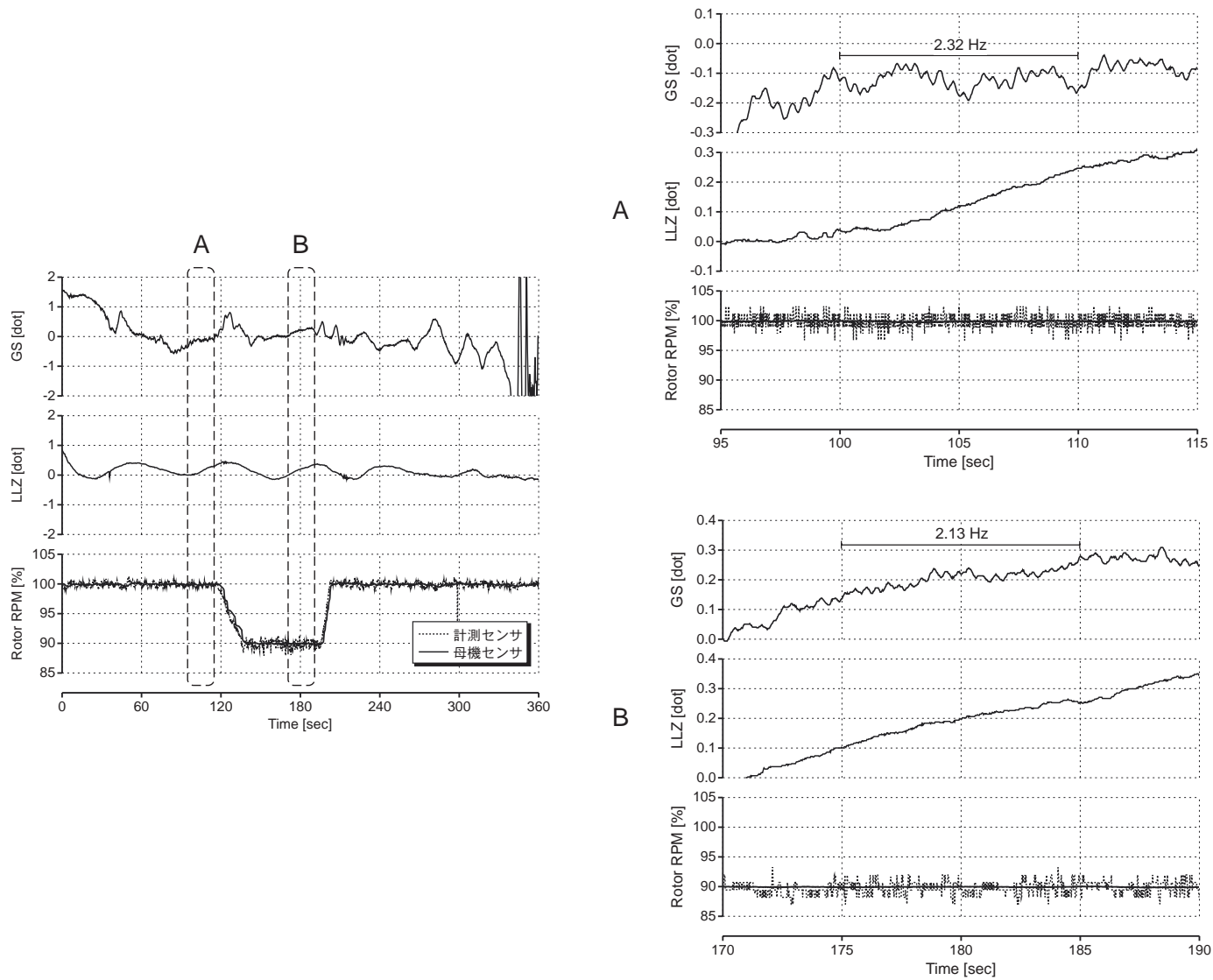


図 A3.1 ILS 受信信号に及ぼすロータ回転数の影響