

# レーザ追尾システムの開発と飛行実験による評価\*

小 野 孝 次\*<sup>1</sup>, 岡 田 典 秋\*<sup>1</sup>, 稲 垣 敏 治\*<sup>1</sup>, 井之口 浜 木\*<sup>1</sup>  
張 替 正 敏\*<sup>2</sup>, 辻 井 利 昭\*<sup>2</sup>  
水 藤 貴 靖\*<sup>3</sup>  
洲 崎 保 司\*<sup>4</sup>, 村 澤 健 吾\*<sup>4</sup>

## Development of a Laser Tracker and its Evaluation by Flight Testing

Takatsugu Ono\*<sup>1</sup>, Noriaki Okada\*<sup>1</sup>, Toshiharu Inagaki\*<sup>1</sup>, Hamaki Inokuchi\*<sup>1</sup>,  
Masatoshi Harigae\*<sup>2</sup>, Toshiaki Tsujii\*<sup>2</sup>, Takanobu Suito\*<sup>3</sup>, Yasuji Suzaki\*<sup>4</sup>, and  
Kengo Murasawa\*<sup>4</sup>

### ABSTRACT

At present, a laser tracker is considered to be the most accurate and reliable equipment for measuring of the flight path of the vehicle. Research is being conducted on flight tests for approach and landing navigation using the NAL Do-228 research airplane and the unmanned vehicle ALFLEX under a joint research project with NAL and NASDA. On these flights, an evaluation of the flight path and navigation sensors was required. The laser tracker was developed for this purpose. This paper outlines the development of the laser tracker and its evaluation based on flight test results. For the accuracy evaluation, laser tracker data were compared with kinematic GPS data using an onboard GPS receiver and a ground station GPS receiver. The laser tracker was found to have the required accuracy.

**Keywords :** Laser Tracker, Kinematic GPS, Flight testing

### 概 要

航空機等の飛翔体の飛行経路を測位できる装置として現在、最も高精度で信頼性の高い装置としてレーザを利用した追尾システム(レーザトラッカ)が挙げられる。当所で進めている実験用航空機ドルニエDo-228を使用した着陸航法系飛行実験や宇宙開発事業団と共同で進めている小型自動着陸実験ALFLEXの航法センサ評価用及び飛行経路評価用として本レーザトラッカが開発された。その開発概要と、ドルニエ機によるレーザトラッカの飛行評価実験について述べる。精度評価については、搭載GPS受信機と地上GPS受信機を使用したキネマティックGPSデータとの比較により行い、要求仕様を満足することを確認した。

---

\*平成9年4月30日 受付 (received. 30 April.1997)

\* 1 飛行実験部 (Flight Research Division)

\* 2 制御部 (Control System Division)

\* 3 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

\* 4 日立製作所 (Hitachi, Ltd.)

## 1. まえがき

現在,最も高精度で信頼性の高い航空機等の飛翔体の飛行経路を実時間で測位できる装置としてレーザ光を利用した追尾システムが挙げられる。代表的な航空機追尾用のレーザ追尾システム(以下レーザトラッカ)として運輸省電子航法研究所所有の米国製の装置がある。我が国では人工衛星追尾用のレーザトラッカの製作/運用実績はあるものの航空機用として開発され運用されているものは見あたらない。特に,離着陸時の航空機に対する遠距離から近距離までの測距や大きな方位角/仰角変化への対応,さらにパイロットに対する安全性を考慮した設計を行わなければならないため,その開発/製作には高い技術力とノウハウが要求される。

当所では,従来より航空機の高精度な航法・誘導着陸システムの構築をめざして,当所所有の実験用航空機ドルニエ Do-228<sup>1)</sup>を用いた飛行実験による実証的研究をすすめてきた<sup>2)</sup>。構築してきた航法・誘導着陸システム<sup>3),4)</sup>は DGPS - INS 複合航法や MLS(マイクロ波着陸システム)航法により非常に高い精度で飛行経路を決定することができるシステムであり,さらにパイロットへの基準経路からの偏差を表示させることができるシステムである。それ故その航法・誘導着陸システムの評価を行うためには,同等以上の高い精度で飛行経路を決定することができ,このシステムとは完全に独立した装置が必要であった。また,宇宙開発事業団と共同で進めている小型自動着陸実験(ALFLEX: Automatic Landing FLight EXperiment)<sup>5),6)</sup>でも同様に航法センサ評価用及び飛行経路評価用の装置の開発要求があった。

このような背景のもとにレーザトラッカの開発が認められ平成6年初めより設計が開始され,約1年を費やし完成した。静的較正試験として精密セオドライトの測距値,測角値を真値として較正を行い,動的確認試験として回転式の点検装置によるレーザトラッカの追尾能力の確認が行われた。最終的には飛翔体による追尾での性能評価が必要であり,セオドライトや点検装置とは独立した方法で評価する必要がある。完成したレーザトラッカの運用/操作性,安全性を含めた最終確認評価のためドルニエ機による性能評価飛行実験を ALFLEX 国内試験(懸吊試験)に先立ち名古屋近郊の同実験場で実施された。評価方法としてここではキネマティックGPS方式(以下 KGPS)を用いた。即ち,レーザ反射用ミラー(リフレクタ)をドルニエ機に取り付け,完成したレーザトラッカで追尾を行い距離及び角度データを取得する一方,搭載 GPS 受信機と地上に設置した GPS 受信機による KGPS での測位データを取得しオフライン解析から,その比較を試みた。

本報告では我が国で初めて開発された航空機追尾用のレーザトラッカの開発概要と KGPS を使った飛行実験による性能比較評価について述べる。

## 2. 記号及び略語

本報告書での単位についてはSI単位系に準拠するが,航空機関連で用いる単位及び測量時に用いる角度単位については,慣習的に用いる単位を併用して表す。主な単位のSI単位系への換算は以下の通りである。

1 ft = 0.3048m      1 NM (nm) = 1852m

1 kt = 0.5144m / s

1 deg (度) = 3600 秒角 = 0.01745rad

1 気圧 = 29.92inHg = 1013.25hPa

### 記 号

AZ: 方位角 (Azimuth, 真北を 0 度)

$a$  : 地球の赤道半径

DAZ: 方位角 X - Y トラッカ出力

DEL: 仰角 X - Y トラッカ出力

DSR: 装置遅延量 (距離バイアス)

EL: 仰角 (Elevation)

$e$  : 離心率

$f$  : 扁平率

$h$  : WGS84 座標系楕円体高

$H$  : 局所水平座標系の高度 (= -  $Z$ )

LEVEL: 土台の傾きの角度

$N$  : 卯酉線曲率半径

SAG: 望遠鏡のたわみ量

$\Sigma$ : レーザ出力レベルの目盛

SR : 斜距離 (Slant Range)

$x$  : ECEF 座標系の  $x$  位置

$X$  : 局所水平座標系の  $X$  位置 (南北方向: 北 +)

$y$  : ECEF 座標系の  $y$  位置

$Y$  : 局所水平座標系の  $Y$  位置 (東西方向: 東 +)

$z$  : ECEF 座標系の  $z$  位置

$Z$  : 局所水平座標系の  $Z$  位置 (上下方向: 下 +)

: 差分

: 土台の傾きの方向 (真北からの角度)

: WGS84 座標系経度

: WGS84 座標系緯度

: 大気吸収係数, 標準偏差

$c$ : カットオフ周波数

### 添 字

$D$  : ドルニエ機

$G$  : KGPS

$L$  : レーザトラッカ

$m$  : 計測値  
 $O$  : 原点  
 $'$  : 補正值

### 略 語

ALFLEX : Automatic Landing FLight EXperiment

小型自動着陸実験

ALT : Altitude 高度

CCW : Counter Clockwise 反時計回り方向

CW : Clockwise 時計回り方向

CLN : Clean クリーン (脚及びフラップ上げ) 形態

DGPS : Differential GPS ディファレンシャル GPS

ECEF : Earth Centerd, Earth Fixed

地球中心地球固定座標

FDAS : Flight Data Acquisition System

飛行実験データ収録システム

GPS : Global Positioning System

全世界測位システム

IAS : Indicated Air Speed 指示対気速度

IGS : International GPS Geodynamics Service

国際 GPS 地球力学事業

KGPS : Kinematic GPS キネマティック GPS

L / T : Laser Tracker レーザトラッカ

LED : Light Emitting Diode 発光ダイオード

MLS : Microwave Landing System

マイクロ波着陸システム

MPE : Maximum Permissible Exposure

最大許容露光量

Nd - YAG : Neodymium-Yttrium Aluminum Garnet

YAG レーザ

T / R : Tracking Radar トラッキングレーダ

TV : Television テレビジョン

UTC : Coordinated Universal Time 協定世界時

WGS84 : World Geodetic System 1984

## 3 . 設計方針及び要求仕様

### 3. 1 設計方針

まえがきに記述したように製作に関しては、かなりノウハウと高度な技術が必要であるので製作実績を重視し当所の実験用航空機及び ALFLEX での使用が可能なることを前提に、以下の主要な項目を満足するように設計方針を設定した。

- 1) 性能については運輸省電子航法研究所所有の航空機位置測定装置 (Nd - YAG レーザ使用)<sup>7)</sup>と同等の性能をベースラインにする。
- 2) レーザ放射時のパイロットや計測員への安全確保を優先した設計にする。

3) 機上 - 地上間データの時刻同期ができるように GPS 時刻発生装置を装備する。

4) 移動可能な可搬型の装置とする。

5) 追尾を外した場合に備えて、再捕捉が可能となるように当所のトラッキングレーダ (航空機地上追跡装置) にスレーブできる機能を持たせる。

3) 及び 5) 項は従来より行ってきた飛行実験での問題点を解決するために設計方針に取り入れた項目である。即ち、3) 項は飛行データ解析時に最も難しいとされる機上データと地上データの突き合わせを解決するものである。また、5) 項は建物や雲などの障害により飛翔体を一旦逃すと追尾画面上で再捕捉することはほとんど困難であることが経験的にわかっていた。従って、別途何らかの方法で飛翔体の飛行位置が得られれば再捕捉が可能であろうとの判断があった。トラッキングレーダによる情報やテレメータ等による機上からの飛行位置を知ることができれば、その方向にレーザトラッカを向け再捕捉をすることができる。幸い当所ではトラッキングレーダを所有しているため、その組み合わせを実現するために、レーザトラッカ側にそのスレーブ機能を持たせる設計要求を入れた。実際、飛行実験ではこの要求機能の効果は大きい。

### 3. 2 要求仕様

3. 1 項の設計方針に従って、当所の要求仕様として 1) 構成及び機能、2) 性能を以下の通り決定した。

#### 1) 構成及び機能

図 1 に要求仕様の構成ブロックを示す。それぞれの部分についての要求機能を以下に述べる。

#### (ア) レーザ追尾装置部

本装置部はセンサ / 追尾部及び制御部から構成する。センサ / 追尾部ではレーザ光を放射し、その反射光を受光し飛翔体を追尾し、加えてテレビカメラによる追尾も行う。それに伴い制御部ではレーザ及びテレビ画像処理による飛翔体の自動追尾及び手動追尾のための制御を行う。また、追尾により飛翔体に対する角度 (方位角、仰角) 及び距離信号を出力する。センサ追尾部は人力で移動可能な装置とし、非使用時に風雨からの保護のため全体を簡便に保護できるハード・カバーを用意する。

#### (イ) データ解析 / 記録装置部

本装置部では得られた角度及び距離信号を用いてその時歴を表示したり、データの大気補正や仰角補正を施し座標変換等による位置計算を行う解析部と、これらのデータを計算機のハードディスク及び光磁気ディスク上に記録する記録装置部から構成する。また、外部へ GPS 時刻タグ (実際には UTC 時刻タグ) 付きでこの角度及び距離情報を RS - 232C データバスで出力できる機

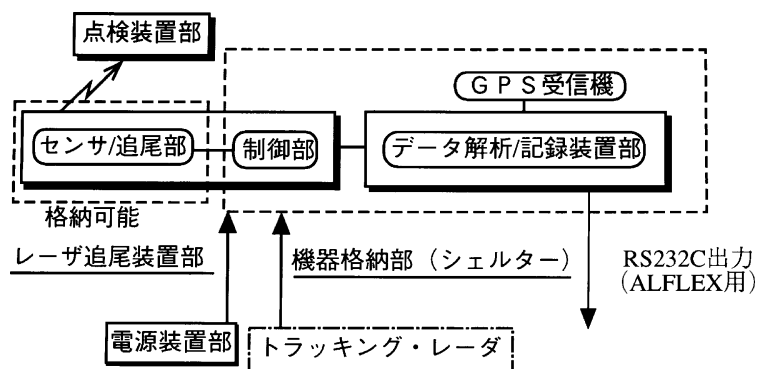


図1 要求仕様の構成ブロック図

能を保持する。従って、UTC時刻タグが付けられるようにGPS受信機付きの時刻発生装置を装備する。

#### (ウ) 機器格納部

機器格納部はレーザ追尾装置部の制御部とデータ解析/記録装置部を格納するシェルターである。このシェルター内は空調装置を装備し、その中でオペレータによってレーザトラッカが操作/制御される。シェルター全体はトラックまたは貨車等で輸送可能な大きさとする。

#### (エ) 点検装置部

本レーザトラッカの較正/点検用の装置を準備し随時、機能/性能確認を行えるようにする。これにより追尾性能等の性能確認を行う。

#### (オ) 電源装置部

使用電源はAC200V、3相、50/60Hz及びAC100V、単相、50/60Hzとし総電力を20KVA以内とする。そのための発動発電機を用意する。また、商用電源でも使用できるようにする。

### 2) 性能

性能は前述のように国内での開発実績がないため米

国製製品の性能をベースとした。表1にその要求性能を示す。距離については現実に視程40kmを確保することはなかなか困難であるが、快晴時での精度を要求した。追尾方法には精密計測望遠鏡によるレーザ自動追尾と反射光が得られない場合でも追尾できるようにTV自動追尾（距離は得られない）の機能を持たせる。

## 4. 装置及び機能概要

### 4.1 外観、構成及び機能

3.2項の要求仕様をもとにレーザトラッカが製作された。完成したレーザトラッカの外観写真を図2に、シェルターの三面図を図3に、操作卓とモニター画面を図4に示す。レーザは表2に示す米国コンテニウム社Nd-YAGパルスレーザを使用した。このレーザはJIS6802<sup>8)</sup>によるクラスのレーザに相当する。また、2軸追尾マウントの架台の上に計測望遠鏡(クーデ方式の送信光学系とカセグレン型の受信望遠鏡)とズーム望遠鏡(TV追尾用及びレーザ粗追尾用)及び監視用TVカメラを搭載した。レーザ反射光以上に強い太陽や他の光源からの光に対しては本レーザトラッカを保護するためにサン・シャッターが自動的に働く機構を装備した。システム全体は光学系部とエレクトロニクス部に分け光学系部は要求仕様に従って人力による移動が可能な台車に搭載する構造にした。追尾マウントと光学系及びレーザは光学ベンチに一体化し固定した。運用時には上下可動の三脚により台車より切り離し地面に自立する構造とした。これ

表1 主要要求仕様/性能

項 目	内 容
計測範囲	
方位角	±175度
仰角	-10~90度
距離	300m~40km以上(レーザ自動追尾, 快晴時) 50m~10km以上(テレビ自動追尾, 快晴時)
精度	
測角精度	0.3mrad(60秒角)以下(3σ)
測距精度	1.5m以下(3σ)(レーザ自動追尾時)
追尾能力	
角速度	最大30度/sec
角加速度	最大30度/sec <sup>2</sup>
時刻同期	GPS時刻に対して±1μsec
測定間隔	60回/sec
レーザの型	Nd-YAGパルスレーザ
波長	0.532μm(1.064μmの半波長で使用)
出力	20mJ/パルス

表2 レーザ装置

項 目	内 容
製造会社	米国コンテニウム社
レーザの種類	Nd-YAG Qスイッチパルスレーザ
機 種	Powerlite6060
出 力	20mJ/パルス(平均出力1.2W)
パルス幅	8ns(8×10 <sup>-9</sup> 秒)
波 長	0.532μm(緑色) (1.064μmの半波長を使用)



光学系シェルター (左) , エレクトロニクス系シェルター (右)

図2 レーザ追尾システム



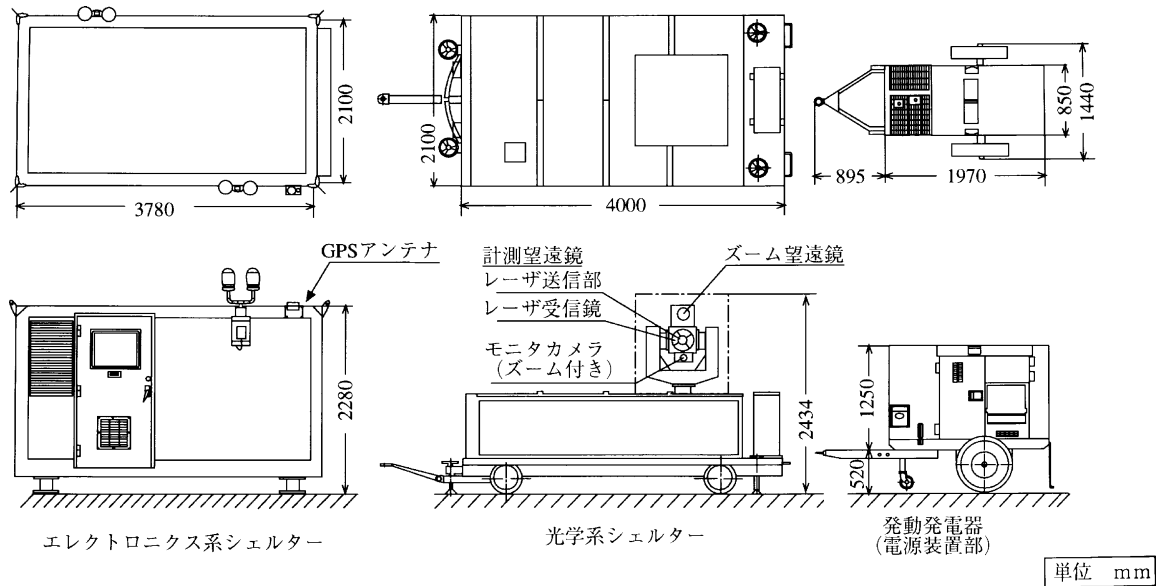


図3 レーザ追尾システム三面図

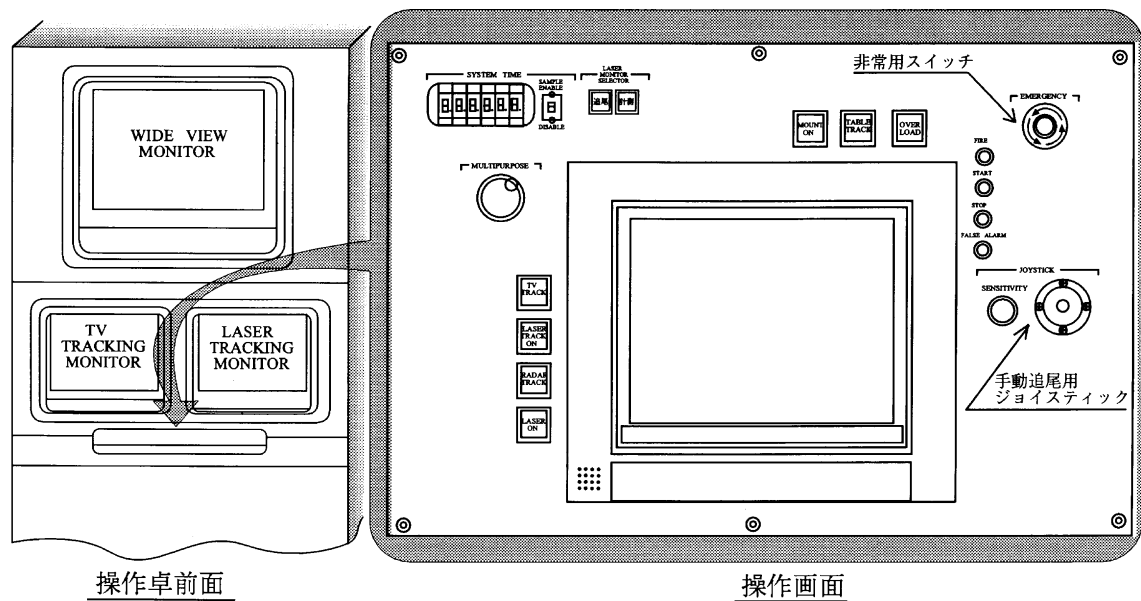


図4 操作卓機器配置図

らの制御及び運用時のパラメータ設定用の計算機はそれ専用に準備され、4.2項のデータ解析/記録用の計算機とは分離した。それ故、レーザトラッカ運用時に並行してデータ処理も行えるように、また片方の計算機故障時の補用品として交換可能なように設計を行った。追尾性として、ほぼ一定速度で飛翔体を自動追尾している時に鳥、小さな雲、小さな障害物で一時的にレーザの反射光が得られない場合はその速度で光学系を動かす予測追尾機能を持たせる設計にした。

図5にレーザ光及び被写体光の流れを示す追尾系統ブロック図を示す。計測望遠鏡より放射された60Hzの

パルスのレーザ光が飛翔体側のリフレクタにより反射され、戻ってきた光を計測望遠鏡及びズーム望遠鏡で受け、レーザ反射光検知器でレーザ光を検知し、角度信号としてX-Yトラッカで基準位置(光軸中心相当)からの信号に変換(DAZ, DEL)され、架台の角度エンコード信号( $AZ_m$ ,  $EL_m$ )に加算される。距離信号( $SR_m$ )は測距検知器(計測望遠鏡のみ)で距離信号に変換して制御/記録装置等へ送られ、装置遅延量(DSR)が加算される。このデータに時刻タグが付けられ、データ量を減らすために間引かれて30Hzの実時間出力データとして外部へ出力される。即ち、

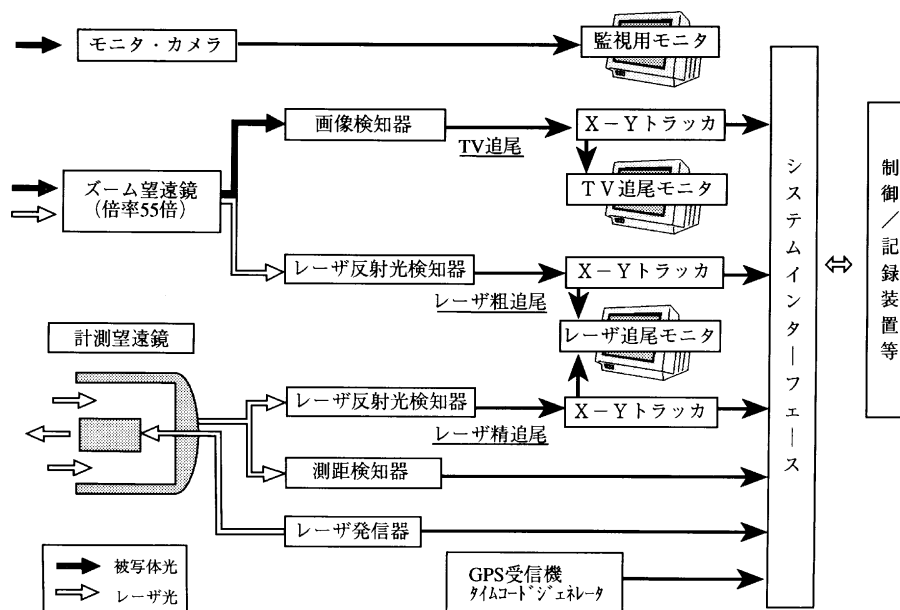


図5 追尾システムブロック図

$$AZ_L = AZ_m + DAZ$$

$$EL_L = EL_m + DEL$$

$$SR_L = SR_m + DSR$$

(1)

で表される。オフライン出力ではこの内の $EL_L$ 及び $SR_L$ に4.2項の補正がなされる。被写体光はモニター・カメラにより監視用モニター画面に写し出される。また、ズーム望遠鏡から画像検知器を通りTV追尾が行えるようにX-Yトラッカで基準位置からの信号に変換され制御／記録装置へ送られる一方、TV追尾モニター画面で追尾状況を見ることができる。

飛行実験データ解析において地上の機器データと機上の搭載機器データとの同期をとる必要性が多々ある。そのような場合、従来のやり方では高精度な水晶発振器を使った小型の時刻発生装置を準備し、予め両者の同期をとり地上及び機上でそれぞれの記録装置にその信号を記録する方法が採られる。しかしながら、機材の調達から電源確保まで考えると大変な作業である。それでも1 msecの同期を得るにはなかなか困難である。そこで、GPSを利用した時刻同期ができるように当初より設計に組み入れた。本レーザトラッカではGPS時刻発生装置を基に、60 Hzのサイクル時間でレーザ放射のトリガを掛け最終的に出力される方位角(AZ)、仰角(EL)及び斜距離(SR)データにその時刻タグを付加する方式をとった。工場での検査結果から、その精度は0.6  $\mu$  secであった。これにより機上側にGPS受信機がある場合にその時刻データを取り込むことによって、機上データとこのレーザトラッカデータとの正確なデータ照合が可能になった。

レーザに対する安全に関しての機能として、以下の対策がなされている。尚、レーザの照射強度に関しては5.3項の安全性能で述べる。

#### 1) 非常停止

操作卓のエマージェンシーストップ・スイッチ(非常用スイッチ)を押すことによりいつでもレーザ放射を停止することができる。

#### 2) 危険ゾーンの設定

運用前に方位方向にズーム望遠鏡を回し、被写体として入ってくる建物や道路等にレーザが放射できないように危険ゾーンの設定を行うことができる。これにより、計測望遠鏡が設定範囲に入ると自動的にレーザの放射が停止する。

#### 3) 水平方向より下方の放射制限

通常、人や車等はレーザ放射位置より下方にある。危険ゾーン設定時に水平方向より下方をレーザ放射可能領域に設定すると、その範囲に計測望遠鏡が入ってくると操作員に注意を喚起するための警報が発せられる。

#### 4) 初期捕捉時の放射レベル制御

最初に飛翔体に対してレーザを放射する場合、距離データが不明のため最大放射レベルにならないように飛行計画やトラッキングレーダからの距離データにより概略距離を入力し、自動的に最適放射レベルを設定して行う。

#### 5) 放射レベル制御

レーザ追尾中は、測距によって得られた距離データに基づいてレーザ放射レベルを自動的に設定する。

#### 6) 発射時間制御

約30秒に亘って測距データを受信できない(反射光



が無い場合) 場合はレーザ放射が停止する。

## 7) フェンスによる防御

計算機故障等によるレーザ放射制御が不可能な場合にも絶対にレーザが放射されてはならない方向にフェンスを立て、レーザ光が当たらないようにする。

## 4.2 運用と計測

## 1) 測量及び設置

レーザトラックを用いた飛行実験を実施する場合には大きく図6に示すような流れがある。通常、滑走路脇に土台を設けその上に光学シェルターを設置する。設置に対する要求項目として

(ア) 設置場所の選定

(イ) 設置位置（光学中心）の測量

(ウ) 方位及び水準の確定

### (工) 装置遅延量の確定

等がある。設置場所の選定についてはかなり限定され、滑走路脇であれば航空法上の制限、飛翔体の進入方位とその追尾性、レーザ放射時の安全性、太陽光の入射方向等についての検討を行う必要がある。その比較検討から最適な設置位置を決めなければならない。次に、レーザトラッカのような追尾装置を使用する上で最も重要な項目の一つとして座標系の定義とその座標系での設置位置の確定にある。これを正確に行わなければ測位精度は保証されない。通常、飛行実験では局所的な滑走路座標系が使用されるが、搭載航法機器類からの飛行位置デ

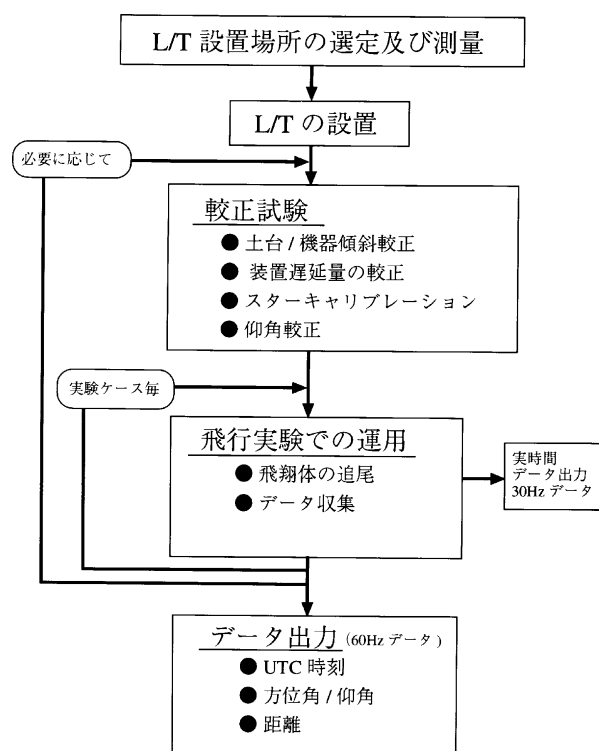


図6 設置及び実験の流れ

ータの評価比較には必ずしも適さず地球固定座標系で定義する方が都合のよいことがある。特に、近年めざましい発展を見せているGPSを使用した測量技術があり、そこで用いているWGS84座標系\*で定義されることが多くなった。但し、滑走路座標系でのZ軸は一般的に座標原点での重力加速度方向が使用されるが、WGS84座標系でのZ軸とは設置場所により少し異なる。それが無視できる範囲であれば両座標系の変換は容易であるので、レーザトラッカの設置場所ばかりでなく滑走路座標原点や原点からのX軸方向を決める位置(通常、滑走路の両端点をとる)、その他の機器配置位置をGPS受信機を用いて測量を行えばWGS系での座標系を高精度で確定することができる。6.1項で、実験時の座標の取り扱いの問題点を述べる。

また設置後、土台の傾斜や機器の変位による傾きがある必要に応じて較正を行いながら実験に臨まなくてはならない。方位（真北）についても本レーザトラッカでは星を使用した較正（スターキャリブレーション）を行い正確な座標系を確定している。さらに距離データのバイアス値は装置固有の値であるが、時として変動する可能性があるためレーザトラッカ設置場所よりあらかじめ正確に測量された位置に較正用ミラーを取り付けその確認を行う。これらの較正値が後述のデータ補正時に使用される。

## 2) データ解析 / 記録

データ解析 / 記録用の計算機として iDX4 / 100 MHz の CPU を持った計算機が使用されている。実験時の各種パラメータの設定, 校正試験のためのスターキャリブレーション計算, 予測追尾用のノミナル経路のタイムテーブル及びオフラインでの取得データの解析 / 時歴図の出力等がこの計算機によって行われる。また, 実時間で時刻, 角度, 距離データ等を外部 (ALFLEX 実験では管制室への位置情報) へ RS - 232C の非同期フォーマットで出力する機能を持つ。さらに, トラッキングレーダからの位置情報を受け取り, 飛翔体の捕捉外れ時に再捕捉するために望遠鏡の向きを決める計算を行う。図 7 にデータ記録の流れと下記のデータ補正との関係を示す。

### 3) データ補正

実時間で取得された角度及び距離データは実験時の大気の状態で大きく左右される。特に、仰角及び斜距離データに対しての補正が必要になる。さらに仰角に対しては望遠鏡のたわみ及び土台の傾斜が影響するためそ

\* 地球座標系を定義する場合に回転楕円体を用いる。現在 GPS で使用する準拋楕円体として WGS-84 (1984 年版全世界測地系) があり、その楕円体の赤道半径や扁平率が決められている。WGS-84 座標系はこの楕円体を用いた地球中心地球固定の座標系である。ちなみに日本測地系ではベッセル楕円体がいわれている。詳細は参考文献 9) 等を参考にされたい。

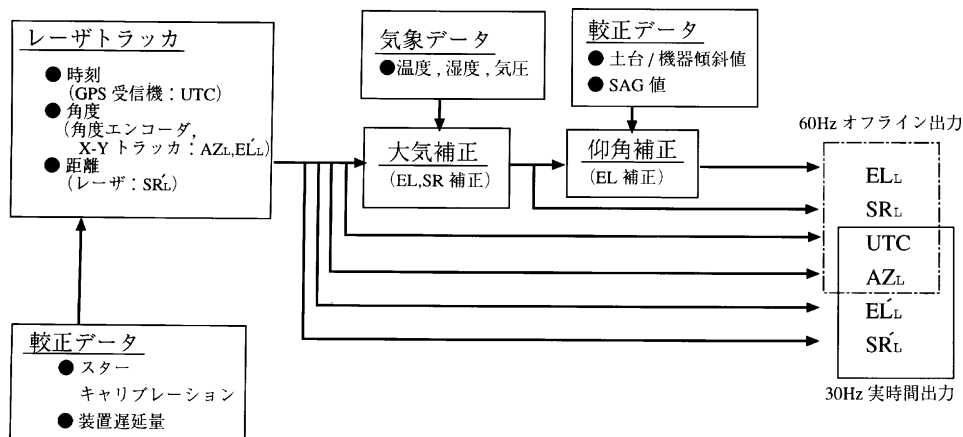


図7 データ出力及びデータ補正の流れ

の補正も必要となる。この補正量は実験時の状況で異なるので適宜較正を行わなくてはならない。

#### (ア) 大気遅延補正

レーザ光が大気を通過する場合、大気の影響により光の屈折や散乱のため光路が曲げられる。そのため正しい測距及び測角ができない。それを補正するために、本レーザトラッカでは現在代表的に用いられている Marini & Murray が提案した補正式<sup>10)</sup>を基本にして製作会社により改良された式を用いて仰角及び距離データの補正を行っている。その際、大気の大気圧、気温、湿度等のデータが必要となるため、実験時の気象状態を計っておく必要がある。

#### (イ) 仰角補正

仰角の補正は主に望遠鏡のたわみ量 (SAG) に関係する。この値はセオドライトでの較正時に決定する。また、土台の傾斜 (実際には架台での水準調整) を常時測定し必要に応じて水準調整を行うか、下記補正式の中でその傾きを補正する。ここで  $LEVEL$  は傾きの角度であり、は傾きの方向 (真北からの角度) である。

$$EL_L = EL_L + SAG \times \cos EL_L + LEVEL \times \cos(AZ_L - ) \quad (2)$$

上記の大気遅延補正及び仰角補正について、実験終了後にオフラインで行い最終データを作製する。

## 5. システム性能評価

### 5.1 追尾性能評価

追尾方式には操作卓に取り付けたジョイスティックでの手動追尾と自動追尾の二つの方式がある。自動追尾にはレーザ光での精追尾と粗追尾、さらにレーザ光の反射が得られない場合または追尾のみを目的とした場合のために被写体光でのTV追尾(測距はできない)がある。

基本的には計測望遠鏡でのレーザ自動追尾での測位

が標準運用である。しかしながら、レーザ精追尾では計測望遠鏡側のレーザ反射光検知器の視野角 ( $\pm 0.25$  度) の制限により早い移動体を追尾する場合追従遅れが生じる。但し、ズーム望遠鏡側のレーザ反射光検知器と比較して分解能は約2倍良い。そこで、追尾性能を調べるために点検装置部 (図8) を用い追従の周波数特性を取得した。即ち、動的な確認試験である。設計ではカットオフ周波数が  $7 \text{ rad/sec}$  の一次系の周波数特性にしている。レーザリフレクタをアームの先端に取り付け、これを回転させ本レーザトラッカで追尾させた。その時のデータをプロットしたのが図9である。この図から判るように要求仕様である  $30 \text{ 度/sec}$  ( $0.5236 \text{ rad/sec}$ ) は十分達成されている。しかしながら精追尾と粗追尾は自動的に移り変わり、ここでの周波数帯では追従遅れのためズーム望遠鏡側の粗追尾モードになっている。計測望遠鏡側の視野角を精追尾の限界と仮定すれば、ほぼ  $0.02 \text{ rad/sec}$  までが精追尾可能範囲である。図10に  $0.001 \sim 0.1 \text{ rad/sec}$  範囲 (精追尾域) の設計値と実験結果を示す。この図にALFLEXのノミナル軌道から検討した予

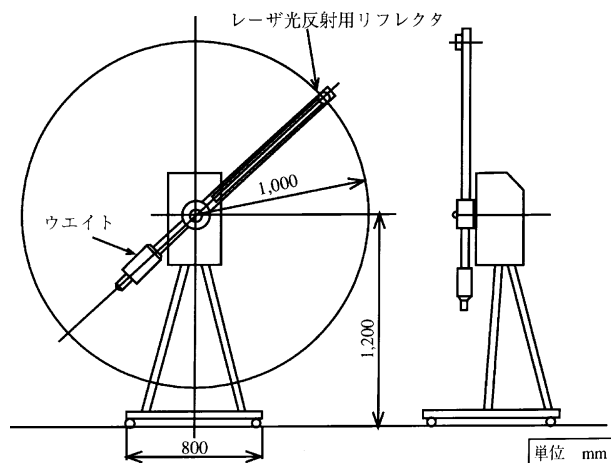


図8 点検装置部

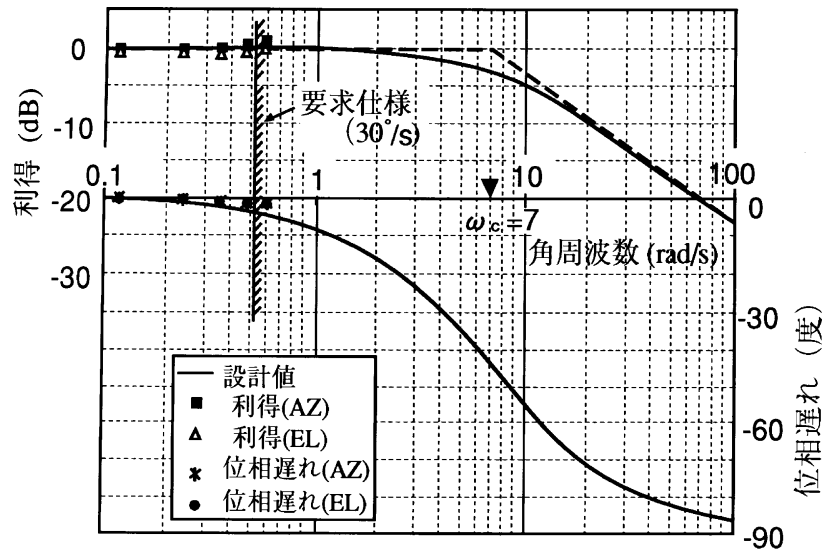


図9 架台制御系の周波数特性（粗追尾）

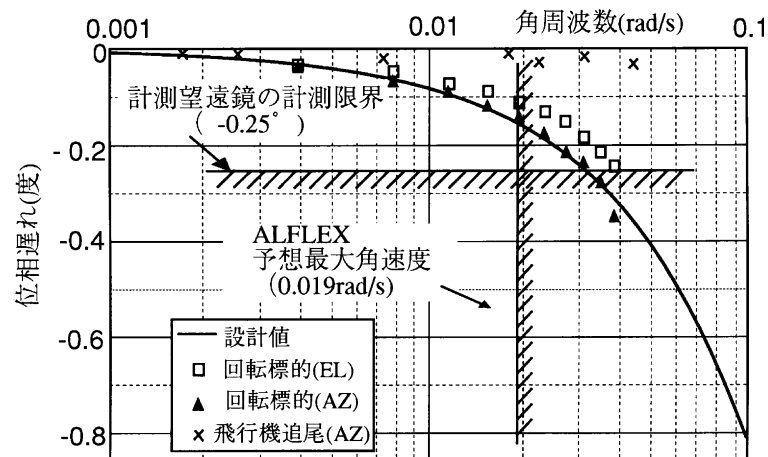


図10 追従遅れ量（精追尾）

想される最大角速度を記載した。これによれば，ALFLEX で最大角速度が生じた場合でも精追尾モードでの追尾が可能であることが判る。

## 5. 2 固定標的による較正試験結果

レーザトラッカでの測距，測角に対して最終的にそれを較正する装置が必要である。そのため精密セオドライトを使用し，レーザトラッカの距離バイアス（装置遅延量）と望遠鏡のSAG（たわみ）による仰角補正値を決定する。即ち，静的な較正試験である。これはリフレクタを離れた位置に固定し，本レーザトラッカと同時にLEDを使用したセオドライトでの測量により距離及び角度を求め，これを真値とし測定値の比較から補正値を決定する。使用した精密セオドライトの性能を表3に示す。セオドライトの使用範囲は約3 km以内に限定されるため大気の影響は少ないのでセオドライト内の簡便な大気補正でも通常は問題がない。実際の航空機追尾では大

表3 セオドライトのカタログ仕様／性能

製品名	ソキア製SET2000
測角精度	2 秒角
測距精度	$\pm (2 + 2 \text{ ppm} \times D) \text{ mm}$ D：測定距離
使用範囲	3 km以内 (反射プリズム，近赤外LED使用)

気の影響を無視できないので4.2 項の補正が必要となる。SAG 量については，その時の仰角及び土台の水準に影響されるのでこの較正が必要となる。

較正結果の一例を表4に示す。それぞれ異なる2カ所の位置に固定標的（リフレクタ）を設置してセオドライトでの測距，測角値を真値としレーザトラッカ・データを補正した後の値を示す。その偏差が要求精度である，

表 4 固定標的による校正結果

No. 1 固定標的					No. 2 固定標的		
	回数	レーザトラッカ	セオドライト	偏 差	レーザトラッカ	セオドライト	偏 差
AZ (度)	1	306.4947	306.4966	-6.84 秒角	279.1720	279.1741	-7.56 秒角
	2	306.4961	306.501	-17.64 秒角	279.1743	279.1787	-15.84 秒角
EL (度)	1	5.8200	5.8168	11.52 秒角	5.2749	5.2755	-2.16 秒角
	2	5.8136	5.8145	-3.24 秒角	5.2721	5.2739	-6.48 秒角
SR (m)	1	146.0309	145.6478	0.3831	224.3500	224.4170	-0.067
	2	145.8081	145.6448	0.1633	224.3700	224.4146	-0.446

角度にして 20 秒角以内、距離にして 30 cm 以内にほぼ校正されたことが判る。

### 5. 3 安全性能

レーザトラッカを運用するに当たって、最も注意を払わなければならないことは安全の確保である。即ち、レーザ光の放射レベルの制御である。航空機に対してレーザ光を放射すれば、パイロットはもとより搭乗計測員に、さらに着陸時のような場合にはレーザ光の放射方向にいる地上の計測員等も安全確保の対象となる。基本的に、本レーザトラッカはビーム幅とアッテネータによって放射レベルの制御が行われている。安全に関しては放射レベルではなく、受光位置でのレベル、即ち照射レベルが問題となる。その照射レベルと距離の関係を図11に示す。安全に関しては JIS の規格に準拠し、目に対する安全性に対して MPE (最大許容露光量) が規定されている。本レーザトラッカでは MPE は  $2.54 \times 10^{-3} \text{ J/m}^2$

であり、設計上のシステム許容基準をさらに安全側に  $5 \times 10^{-5} \text{ J/m}^2$  で規定しているので通常の制御時には測定結果で約 50m の距離でも安全である。大気吸収係数 ( ) が 0.1 の時レーザ出力レベルの目盛り値である Sigma をパラメータにした制御時の照射レベルを太い実線で、固定標的や飛行実験時のデータを 及び で示す。但し、このデータは固定標的位置や飛行中のリフレクタ位置での照射レベルを測定できないのでレーザトラッカからの放射レベルと固定標的や飛行機までの距離から照射レベルに換算したデータである。ここで大気吸収係数 (大気減衰係数とも言う) とは大気によりレーザ光がどの程度減衰するかを表す値で見通し状況に左右され、大気状態とレーザ光の波長によって決まる<sup>11)</sup>。従って、飛翔体までの距離が遠ければ遠いほどレーザ光の照射レベルが下がるため、飛翔体での受光レベルができるだけ一定になるようにレーザ放射時のレベルを制御する必要がある。そのため肉眼での視程 (大気状態) 判

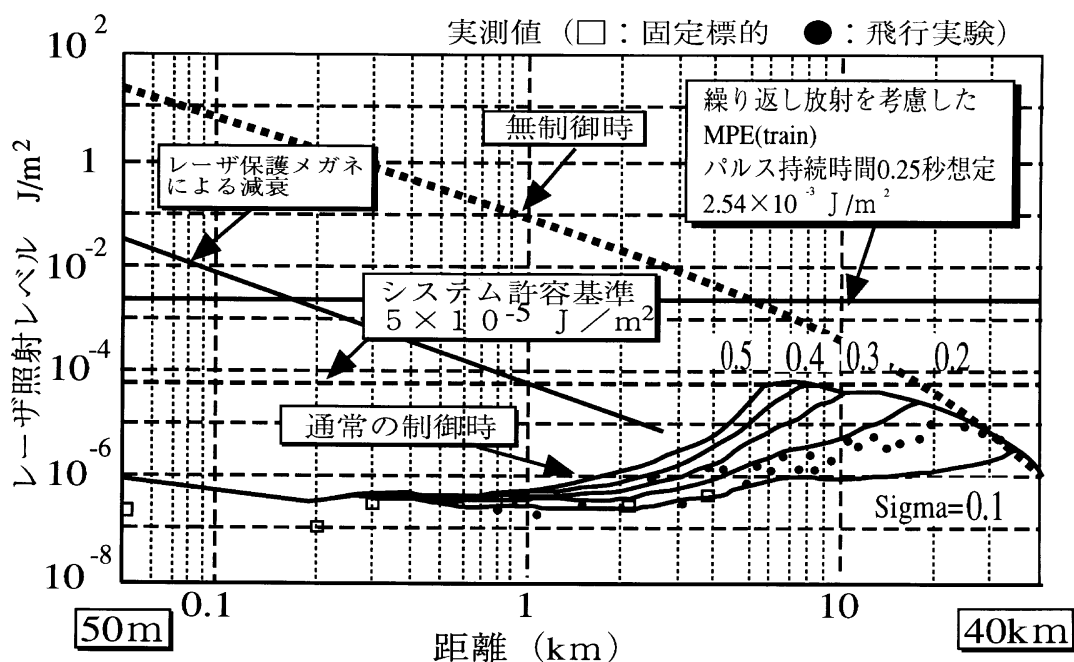


図11 レーザ照射レベル (大気吸収係数  $\sigma = 0.1$  の場合)

断をもとに、その時の最適なレーザ光の放射強度を決めるものとしてSigma 値を決めている。実際にはこの値はレーザトラッカ内でのダイヤル値である。

ほとんど考えられないが万一、計算機の暴走等で最大出力で無制御状態になった最悪の場合（破線）を想定すると、約5 km 以上では照射レベルはMPE 値より下がるため安全であることが判る。その場合でもレーザ用保護メガネをすることにより130 m 以上で照射レベルがMPE 値以下になるので安全が確保できる。そのためパイロットや搭乗計測員に対して保護メガネの装着を義務付けている。

## 6. 飛行実験による総合性能評価

開発されたレーザトラッカの評価は5.1 及び5.2 項に示した較正試験等で個々にその性能評価がなされた。最終的な総合性能評価試験として実際の航空機の追尾による評価が必要であり、ALFLEXの国内試験に供するためにも事前の性能評価を行わなければならなかった。

飛行評価は1 回の飛行だけで行うのではなく何回かの飛行でのデータで行わなければその信頼性が得られない。また、評価を行うためには本レーザトラッカとは独立した精度基準となるデータを提供できる装置が必要である。このような飛行実験では固定標的での静的試験時の基準に用いた精密セオドライトでは、運用範囲の問題で使用が困難である。そこで当所の実験用航空機ドルニエ機には高精度GPS 受信機が搭載されているので高精度な飛行経路データが得られることから、その値を比較することにより精度評価が行える。そこで地上に搭載GPS 受信機と同型のGPS 受信機を設置し（地上局）、ディファレンシャルGPS（DGPS）方式の測位を行いオフラインでKGPS のデータ解析から評価データを得ることにした。

飛行実験における評価内容として方位角、仰角及び距離の精度確認の他、レーザトラッカの運用/操作の確

認、自動追尾確認、隣接して設置されたトラッキングレーダによるスレーブ機能確認、データの記録確認等を行った。

### 6.1 実験概要と測量結果

#### 1) 実験概要

実験は伊勢湾に面したALFLEX国内実験場所（川崎重工（株）名古屋第一工場）でトラッキングレーダ<sup>12）</sup>の評価も併せて実施した。同実験場所にレーザトラッカ及びトラッキングレーダを設置し、名古屋空港から離陸したドルニエ機を追尾しデータを取得する。同時に地上及び搭載GPS 受信機によるKGPSデータの取得を行う。ドルニエ機と本実験の関連搭載機器配置図を図12に示す。機首下方にレーザリフレクタが装備され地上からのレーザ光を反射させる。このリフレクタはALFLEXに装備されたものと同じリフレクタである。装備状況写真を図13に示す。これは全体が直径152mm、高さ67mmの半球体の中に直径38mmの15個のコーナーキューブ（プリズム）を持つレーザリフレクタである。但し、どのプリズムからの反射光かの判定はできない。GPS受信機は米国トリンブル社製4000SSEを使用し機体に搭載した。地上側にも同型のGPS 受信機を設置しDGPS地上局とした（図14）。本GPS 受信機はGPS 衛星からのL1 / L2搬送波を受信でき、Pコード及びC / Aコードに対応した9チャンネル（衛星）追尾可能な受信機である。また、トラッキングレーダは2次レーダでそのためのトランスポンダが機体に搭載されている。さらに飛行時の高度、速度や姿勢角等のデータを収集するためのデータ収集計算機FDASも搭載している。

#### 2) 測量結果

実験データの評価には、4.2 項で述べたようにまず座標系を決定しなくてはならない。ALFLEX 実験での航法評価時にはWGS84 座標系が用いられることと、ドルニエ機での評価基準であるキネマティックGPS データも

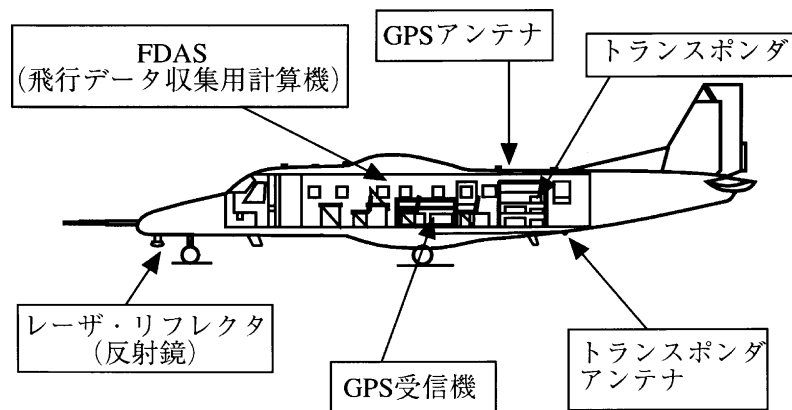


図12 ドルニエ機と関連搭載機器配置図

WGS84 座標系が使用されていることから、ここではすべて WGS84 座標系を使用する。従って、レーザトラッカの設置位置も通常用いられる局所水平座標系ではなく WGS84 座標系で規定することにした。実験評価の基準はすべてその設置位置の正確な測量に係っているためレーザトラッカ、トラッキングレーダ及び本実験のための DGPS 地上局の設置場所の正確な測量が必要である。この測量結果が不明確であると最後までデータの信頼性に疑問を残すことになるので、実験に先立ちこの GPS 受信機 2 台による DGPS 測量を行い WGS84 座標系での位置を決定した。設置位置の WGS84 座標決定方法はレーザトラッカ、トラッキングレーダ、GPS 地上局のアンテナ等の設置場所に GPS 受信アンテナを設置しデータを収集した。その後、日本における IGS 観測点ある筑波及び臼田の基準点との同時刻 GPS データを用い WGS84 座標系での絶対位置を決定した。測量後レーザトラッカ設置に伴う位置ずれを補正しレーザトラッカの放射位置（不動点）を最終的に以下の値に確定した。

北緯（ $\phi_L$ ）：35 度 02 分 12.31917 秒

東経（ $\lambda_L$ ）：136 度 47 分 36.21520 秒

高度（ $h_L$ ）：44.0605 m

実験場に配置されたレーザトラッカ、トラッキングレーダ及び DGPS 地上局位置の配置図を図 15 に示す。

### 3) 運用時の較正

4. 2 項で述べたスターキャリブレーションを行い AZ の絶対方位（真北）及び Z 軸を決定した。また設置後、土台の傾斜や機器の変位による傾きについても必要に応じて較正を行った。また、斜距離データのバイアス値である装置遅延量の確認及び望遠鏡 SAG 値確認のため実験場敷地内の工場屋上にリフレクタを取り付け較正を行った。較正時の基準として精密セオドライトを用いた。但し、この値は 1 回の値ではなく数回のデータから最終的に決めた値である。較正結果は

バイアス値：DSR = - 5.96 m

SAG 値：SAG = 0.0200208 度

であった。

## 6. 2 飛行内容と飛行パターン

### 1) 飛行内容

飛行内容は主に方位角（AZ）の精度確認のために周回飛行を、測距（SR）及び仰角（EL）の精度確認のために水平飛行を実施し、レーザトラッカによる追尾と地上 / 機上 GPS 受信機によるデータの取得を行った。その飛行の中で、レーザトラッカの運用 / 操作確認、自動追尾の確認、トラッキングレーダによるスレーブ機能の確認および得られたデータやビデオの記録の確認等を実施した。実験計画での飛行経路を図 16 に示す。ドルニエ機

は名古屋空港から離陸し予め決めた待機地点（揖斐長良河口）でホールドしてから所定の飛行パターンに入る。その後、弥富ヘリポート上空で周回飛行を行い、伊勢湾へ 210 度方向へ水平飛行で進出し再度同じコースを戻り、実験終了後名古屋空港へ着陸する飛行内容である。

### 2) 飛行パターン及び飛行形態

ここに示す飛行パターンは基本形態であって、実際の飛行では天候等の状況判断により多少変更した。図 17 に周回飛行パターン ORBIT - 1（時計回り CW）及び ORBIT - 2（反時計回り CCW）の飛行パターンを示す。高度 2500 ft（762m）、半径約 2 NM（3704m）での周回飛行はレーザトラッカからの仰角が約 12 度になる。指示対気速度（IAS）は 120 ~ 130 kt（61.7 ~ 66.9 m / s）で、脚及びフラップは上げ形態とした。

図 18 に水平飛行パターン LEVEL - 1 を示す。高度 1000 ft（305m）、IAS120 ~ 130 kt で伊勢湾へ 5 NM（9260m）まで進出して、同じコースを戻る飛行パターンとした。進出コースを LEVEL - 1a、戻りコースを LEVEL - 1b とする。進出コースではリフレクタが機首下部のため機体姿勢によってレーザが当たりにくい。レーザトラッカから見た仰角は約 2 度 ~ 5 度の変化が得られる。脚及びフラップは上げ形態とした。

図 19 に水平飛行パターン LEVEL - 2 を示す。高度 8000 ~ 7500 ft（2438 ~ 2286 m）、IAS180 ~ 190 kt（92.6 ~ 97.7 m / s）で伊勢湾へ 20 NM（37040 m）まで進出して、同じコースを戻る飛行パターンとした。同様に進出コースを LEVEL - 2a、戻りコースを LEVEL - 2b とする。この場合、仰角は約 3 度 ~ 30 度の大きな変化が得られる。また、仕様要求値である 40 km までの追尾を確認する。脚及びフラップは上げ形態とした。

## 6. 3 KGPS とデータ処理

### 1) KGPS データ

搭載 GPS 受信機及び地上に設置した同型の GPS 受信機は搬送波位相データが取得でき、位相干渉法での解析が行える。GPS による移動体での位相干渉の精密測位を KGPS と呼んでおり、当所でも実時間での KGPS の研究が進められている<sup>13), 14)</sup>。その解析手法を用いてここでは精度向上のためオフライン処理での飛行位置結果を得た。データ解析ソフトウェアは当所で開発したものである。これによれば水平方向で 1.5cm 以内、垂直方向で 3 cm 以内（いずれも 1 $\sigma$ ）である。従って、本レーザトラッカとの比較対象として十分な精度を有する。尚、データ出力は 2 Hz である。

### 2) レーザトラッカ・データ

レーザトラッカ・データは図 7 のデータ補正の流れに従って、大気補正や仰角補正を行って方位角、仰角及び



図13 機首下面に装備されたレーザ・リフレクタ



機体に搭載されたGPS受信機



DGPS地上局

図14 GPS受信機

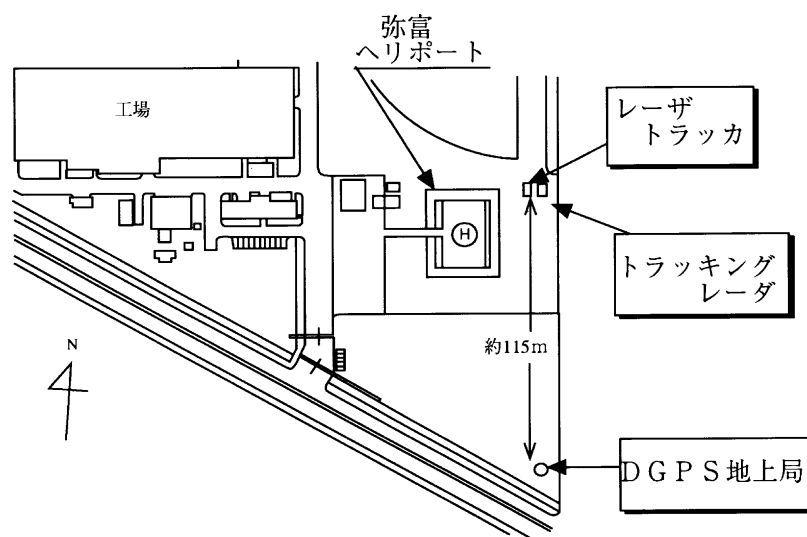


図15 地上設備配置図







図16 実験計画飛行経路図



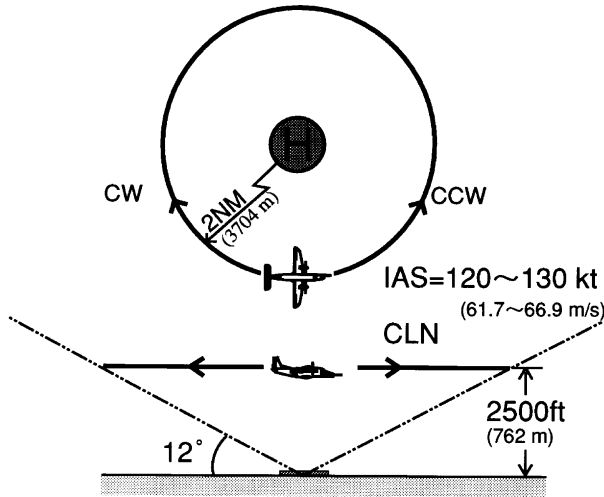


図17 周回飛行 (ORBIT-1, 2)

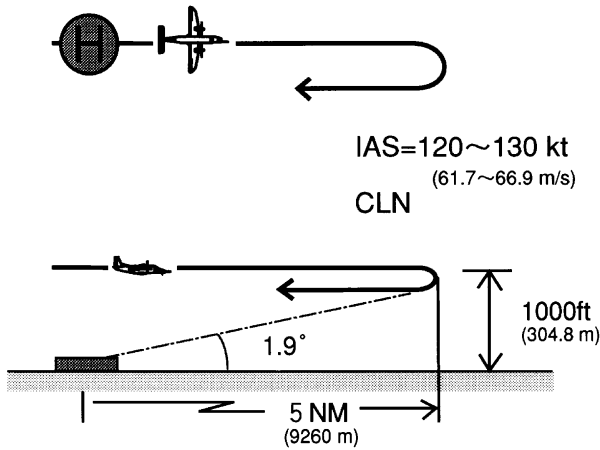


図18 水平飛行 (LEVEL-1)

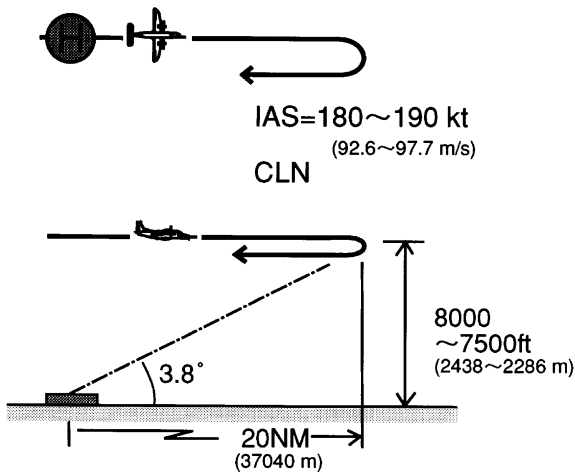


図19 水平飛行 (LEVEL-2)

斜距離データを得る。実時間出力としては30Hzのレートでデータが出力されるが、オフライン出力では60Hzのデータ出力が得られる。前述のようにリフレクタの大きさが約15cmでどのコーナーキューブからの反射光が判断できないため、KGPSデータとの比較においてその差異が含まれることを覚悟しなければならない。

### 3) データ処理

KGPSデータは機体のアンテナ位置での値あり、レーザトラッカ・データは機体前方下部のリフレクタ位置の値であるので、KGPSデータをレーザリフレクタ位置への変換を行う。その際、FDASで得られた姿勢角(慣性航法装置出力)のデータで補正を行った。また、本レーザトラッカはGPS時刻発生装置の時刻により放射トリガーが掛けられ、得られたデータにはUTC時刻(タイムタグ)が付けられるのでKGPSデータとの同期は完全にとることができる。ここでのKGPSデータは上記アンテナ位置補正をされた地球中心地球固定座標系(ECEF)のデータとして提供された。そのデータを $(x_D, y_D, z_D)^T$ とし、これをレーザトラッカ原点の局所水平座標系へ、最後にレーザトラッカから見た方位角、仰角及び斜距離データへの手順で変換する。そのデータでレーザトラッカ・データと比較した。

今、WGS84座標系で測量されたレーザトラッカの原点(不動点)の座標を $(L, \lambda, h_L)^T$ として、これをECEF座標系に変換すれば

$$\begin{aligned} x_{L0} &= (N+h_L)\cos\phi_L\cos\lambda_L \\ y_{L0} &= (N+h_L)\cos\phi_L\sin\lambda_L \\ z_{L0} &= (N(1-e^2)+h_L)\sin\phi_L \end{aligned} \quad (3)$$

で表せる。ここで、 $N, e$ はWGS84楕円体で以下の値がとられる。

$$\begin{aligned} N &= \frac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2\lambda_L}} \\ a &= 6378137\text{m} \\ e^2 &= f(2-f) \\ f &= \frac{1}{298.257223563} \end{aligned} \quad (4)$$

これよりレーザトラッカ・データと比較するためにKGPSデータをレーザトラッカ原点より見たドルニエ機のリフレクタの位置の局所水平座標(NED座標系: North-East-Down)に変換すれば

$$\begin{pmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin\phi_L\cos\lambda_L & -\sin\phi_L\sin\lambda_L & \cos\phi_L \\ -\sin\lambda_L & \cos\lambda_L & 0 \\ -\cos\phi_L\cos\lambda_L & -\cos\phi_L\sin\lambda_L & -\sin\phi_L \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_D-x_{L0} \\ y_D-y_{L0} \\ z_D-z_{L0} \end{pmatrix} \quad (5)$$

となる。これをレーザトラッカ原点での極座標に変換すれば

$$\begin{aligned} AZ_G &= \tan^{-1} \frac{Y_G}{X_G} \\ EL_G &= \sin^{-1} \left( \frac{-Z_G}{\sqrt{X_G^2 + Y_G^2 + Z_G^2}} \right) \\ SR_G &= \sqrt{X_G^2 + Y_G^2 + Z_G^2} \end{aligned} \quad (6)$$

となる。この KGPS データ  $(AZ_G, EL_G, SR_G)^T$  とレーザトラッカ・データ  $(AZ_L, EL_L, SR_L)^T$  との比較により精度評価を行う。即ち、

$$\begin{aligned} \Delta AZ &= AZ_L - AZ_G \\ \Delta EL &= EL_L - EL_G \\ \Delta SR &= SR_L - SR_G \end{aligned} \quad (7)$$

として両者の偏差を求める。

また、レーザトラッカ・データでの飛行経路を見やすく示すために極座標での  $(AZ_L, EL_L, SR_L)^T$  を局所水平座標系での値  $(X_L, Y_L, Z_L)^T$  で表すと

$$\begin{aligned} X_L &= SR_L \cos EL_L \cos AZ_L \\ Y_L &= SR_L \cos EL_L \sin AZ_L \\ Z_L &= -SR_L \sin EL_L \end{aligned} \quad (8)$$

となる。これを 6.4 項で示す。

## 6. 4 飛行結果と評価

### 1) 飛行記録

飛行実験は平成 7 年 10 月 2 日より 5 日までの 4 日間で 5 回の飛行を実施し、4 回の飛行からデータを取得した。飛行記録等を表 5 に示す。気象情報の飛行は名古屋空港の管制からの情報であり、気圧は inHg が使用されている。L / T の気象情報は実験開始時の気象データと終了時のデータが示されている。1 回の飛行毎に全パターンを実施する計画ではあったが、実際には天候のため計画内容を一部変更しながら飛行実験を実施した。飛行番号 FLT01 は機器作動確認飛行であり必要なデータは得ていない。

### 2) 飛行結果

飛行番号 FLT02、FLT03、FLT04 及び FLT05 での KGPS とレーザトラッカ (L / T) との局所水平座標系で表した飛行経路図を図 20 ~ 図 23 に示す。いずれも座標原点はレーザトラッカが設置された原点(不動点)である。左図が KGPS データでの飛行経路図で右図がレーザトラッカ・データでの飛行経路図である。それぞれ南北 (X) と東西 (Y) での飛行経路図と高度 (H) の時歴図を示している。高度については分かり易いように  $H = -Z$  として上方を正にとって示した。L / T データの所々途切れているのは機体の姿勢や雲及び大気の影響等で機体のレーザリフレクタから十分なレーザ光の反射が戻らず

表 5 飛行記録

飛行番号	飛行日時	気 象 情 報		実施飛行 パターン
		飛行	L / T	
FLT01	10月2日(月) 14:40~15:50	曇り	1008.8~1009.6hPa	
		29.93 inHg	25~25℃	
		25℃	64~75%	
FLT02	10月3日(火) 9:50~11:40	曇り	1012.0~1010.0hPa	ORBIT-1
		29.98 inHg	25~27℃	ORBIT-2
		24℃	48~50%	LEVEL-1a
				LEVEL-1b
				LEVEL-2a
FLT03	10月3日(火) 13:50~15:50	曇り	1010.0~1009.0hPa	LEVEL-2b
		29.98 inHg	28~31℃	ORBIT-1
		28℃	50~40%	ORBIT-2
				LEVEL-1b
				LEVEL-2a
FLT04	10月4日(水) 9:50~11:45	曇り	1011.0~1010.0hPa	LEVEL-2b
		29.93 inHg	24~23℃	ORBIT-2
		22℃	58~52%	LEVEL-1a
				LEVEL-1b
				LEVEL-2a
FLT05	10月5日(木) 9:50~11:40	曇り	1012.0~1010.0hPa	LEVEL-2b
		29.93 inHg	22~22℃	ORBIT-1
		21℃	66~70%	ORBIT-2
				LEVEL-1b



データが取得できなかった（捕捉できなかった）箇所である。10月3日は快晴であり、図20のFLT02のL/T飛行経路から見て原点からの距離としてほぼ40kmまでの追尾が行えたことが確認された。しかしながら、図21に見られるように午後の飛行（FLT03）では40kmの視程は得られずレーザの反射光も得られなかったため途中から戻りコースに入った。図22のFLT04でも同様であった。表5の気象状況からも明らかなように天候が日を追って次第に悪くなり5日のFLT05（図23）では一時的に雨になり、LEVEL - 1aのデータは取得できず戻りコースのLEVEL - 1bで実験を打ち切った。

飛行パターンの違いによる精度への影響を調べるため、これらのデータから飛行パターンに沿った部分を切り出し、両データが得られた範囲での両者の比較を行いその偏差を求めた。その代表的な例であるFLT02のケースについてレーザトラッカ・データの $AZ_L$ 、 $EL_L$ 、 $SR_L$ とそれぞれのKGPSデータとの偏差である $AZ$ 、 $EL$ 、 $SR$ の時歴図を図24～図29に示す。横軸はUTC時刻である。6.3項に述べたようにレーザトラッカ・データが60Hzであり、KGPSデータが2 Hzであるため、データ補間により2 Hzデータとして差分値を得た。以下に飛行パターン毎に結果を示す。

#### （ア）周回飛行

図24及び図25に周回飛行結果を示す。L/Tデータの中央部のデータ欠落部分はレーザトラッカを機体追尾のため反転させた箇所である。当然、その間の差分値は評価対象外である。右旋回のORBIT - 1（図24）及び左旋回のORBIT - 2（図25）とも差分値図には著しい違いは見えない。また、レーザトラッカの大きな方位角変化に対しても $AZ$ 、 $EL$ 、 $SR$ に大きなバイアスや方位角変化に対する $EL$ の周期的偏差は見られない。即ち、レーザトラッカの据え付けミスや、ある方向だけの偏りは見られないことを示している。

#### （イ）水平飛行（低仰角での追尾）

図26及び図27に低仰角での追尾時データである水平飛行結果を示す。LEVEL - 1a（図26）は機体が遠ざかる方向で、リフレクタが機体の陰になりやすく反射光が得られ難い。LEVEL - 1b（図27）は機体がレーザトラッカへ向かってくる飛行でありデータの取得時間も多し。多少、差分値の $SR$ データにバイアスが見られる。

#### （ウ）水平飛行（高仰角での追尾）

図22及び図29に高仰角での追尾時データである水平飛行結果を示す。LEVEL - 2a（図28）ではほぼ40kmまでの追尾が確認された。また、 $AZ$ 変化の大きい箇所（6300秒～6400秒）で差分値が振動的になっている。これについては他の飛行パターンでも幾分同じ状況が見られる。推定検討では自動追尾における光学系の駆動部

分の制御系に多少改良すべき余地があると思われる。但し、この範囲では特に要求精度上の問題とはしなかった。LEVEL - 2b（図29）の7100秒以降で $EL$ 、 $SR$ の差分値がいずれも大きくなっているが確かな原因は解明できなかった。

#### 3）評価

##### （ア）精度確認

各飛行時毎の各飛行パターンでの差分値データについて、平均値（mean）と標準偏差（std.）を求め表6に示す。角度の単位については測量時の小さな角度表示に通常使用される秒角で表す。これらの値を飛行パターン毎でまとめたものが図30である。が平均値で線の長さが標準偏差を示す。この結果から飛行番号（飛行日時を意味する）や飛行パターンによる著しい違いは見られない。このことから種々の追尾条件でも安定した測位ができていえる。定量的に見れば方位角偏差（ $AZ$ ）及び仰角偏差（ $EL$ ）が平均値で20秒角程度、標準偏差でも20秒角程度といえる。斜距離偏差（ $SR$ ）は平均値で1 m程度、標準偏差で40cm程度と見られる。これはレーザトラッカ・データと高精度KGPSデータの誤差を含めての偏差であり、この範囲で両者が合致していることが判る。平均値と標準偏差を加えた値を最悪値と考え、KGPSデータを真値とすれば要求精度（3）を満足することが判る。

##### （イ）運用／操作及び自動追尾確認

ドルニエ機の追尾を手動及び自動で行い、その追尾機能を確認した。リフレクタからのレーザ光の安定した受光は大気に大きく左右され、アッテネータやビーム幅制御用パラメータ（Sigma値）の調整にかなりノウハウが必要なことが判った。従って、さらに種々の天候条件での実績が必要である。

##### （ウ）トラッキングレーダによるスレーブ機能確認

2）項で述べた雲等でドルニエ機の捕捉をはずしても、スレーブ機能により図4に示したTVトラッキング・モニター画面で捕らえることができ、再追尾によるデータ取得が迅速に行えることが確認できた。これは非常に有効な機能であった。

##### （エ）データの記録確認

飛行結果からも明らかなように信頼性のあるデータ取得がなされた。また、モニター用のビデオ装置による録画も得られた。

##### （オ）その他

安全に関しても十分その機能が働くことが確認された。

## 7．まとめ

以上、当所のレーザ追尾システムの開発／製作の概要

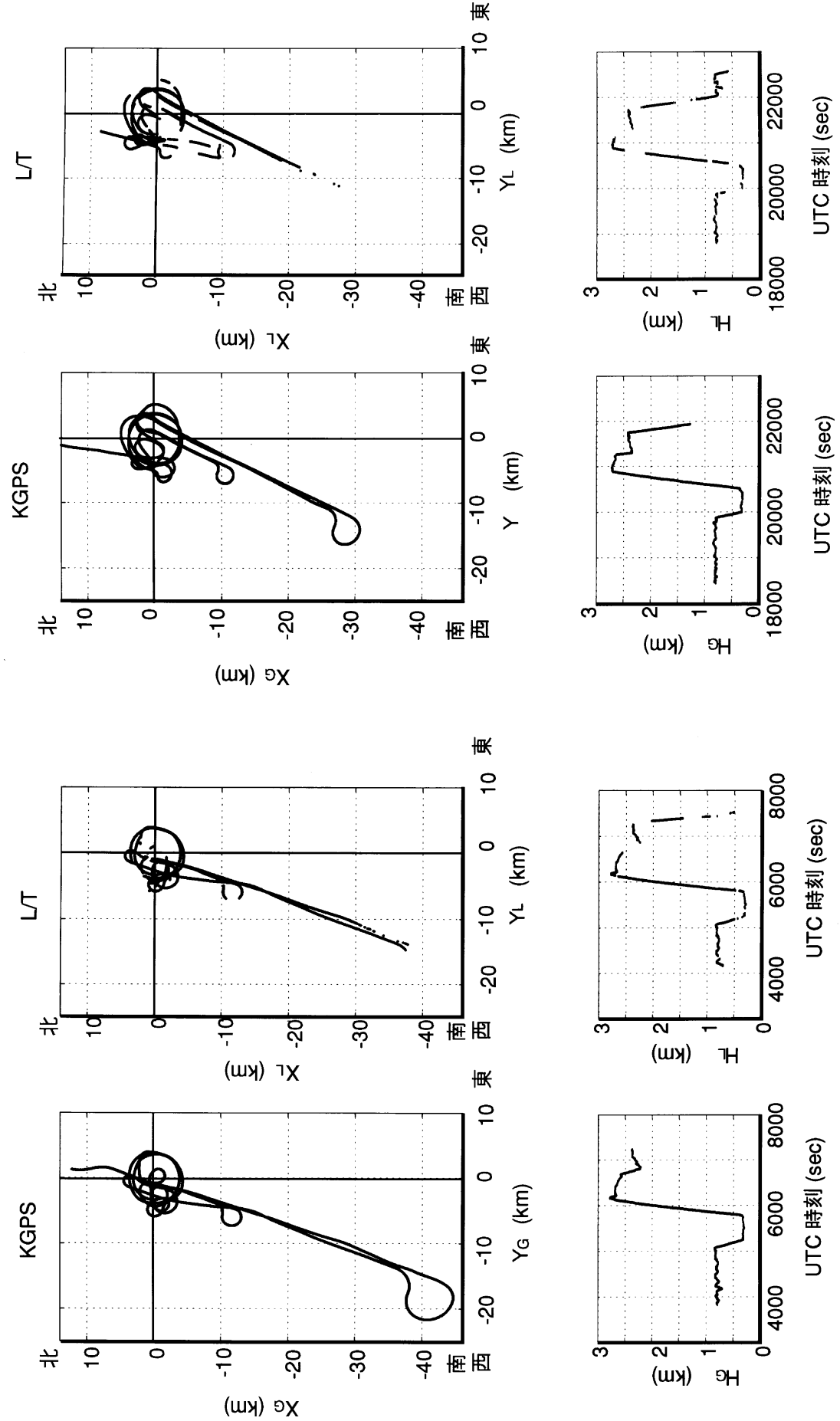


図21 飛行経路図 (FLT03)

図20 飛行経路図 (FLT02)

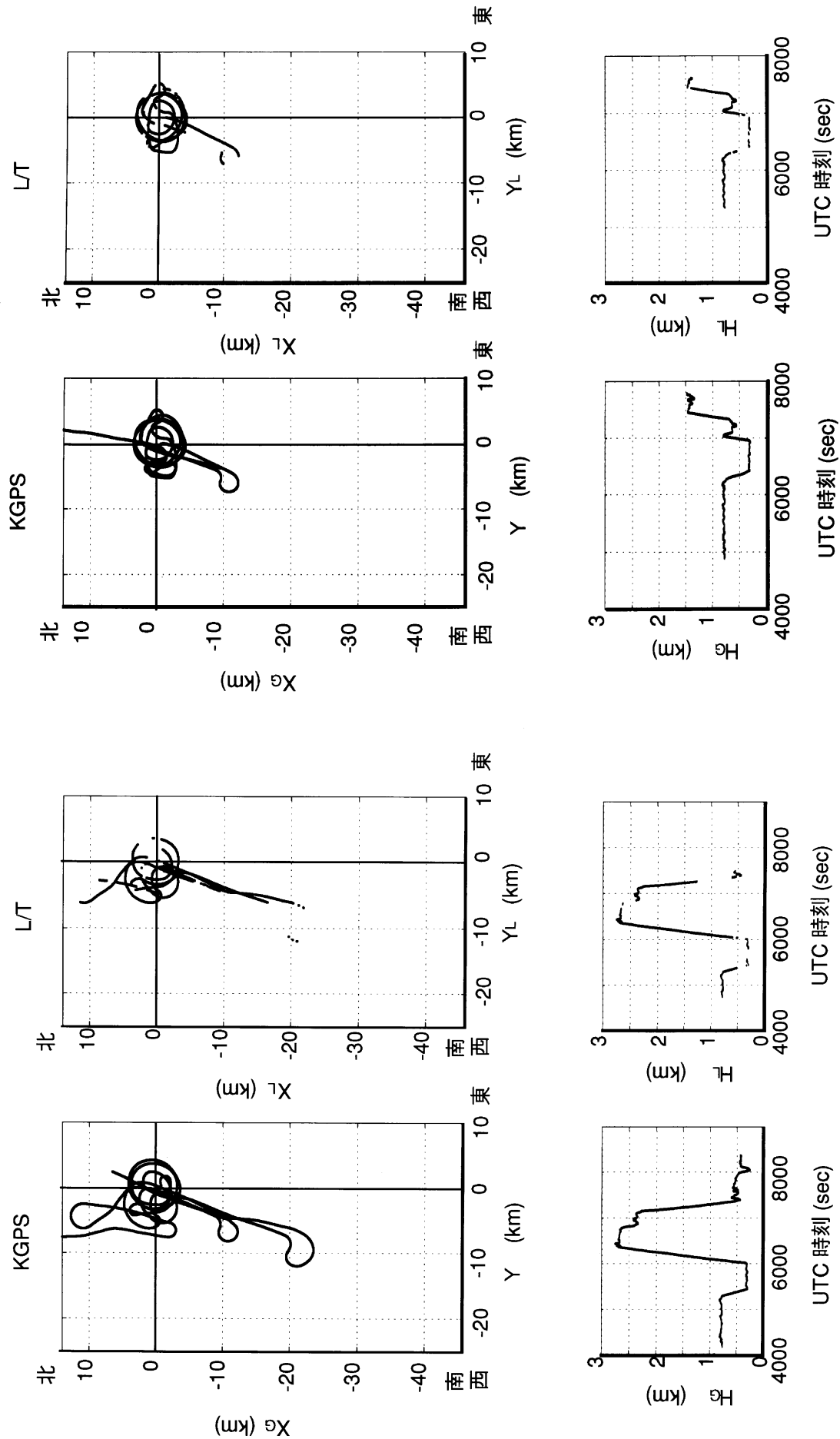


図22 飛行経路図 (FLT04)

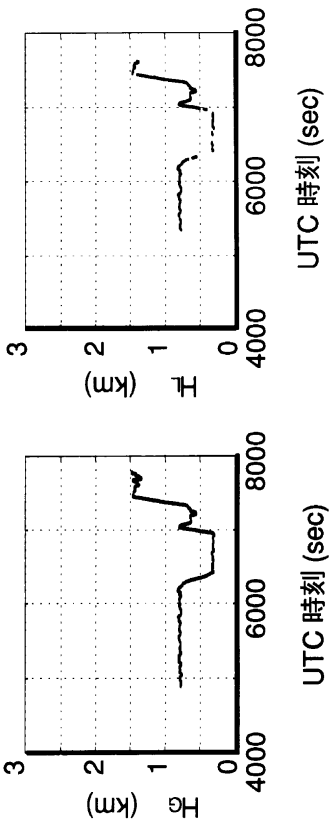


図23 飛行経路図 (FLT05)

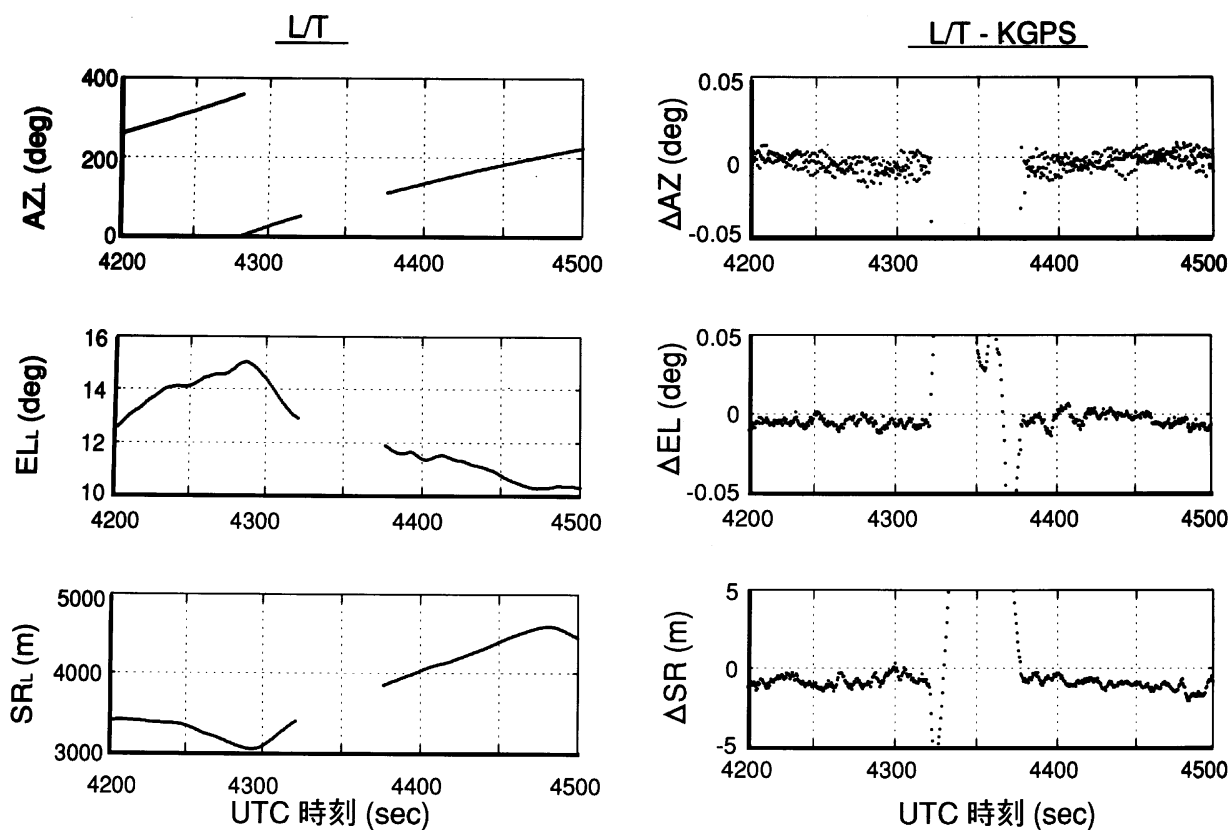


図24 周回飛行 (ORBIT-1) : FLT02

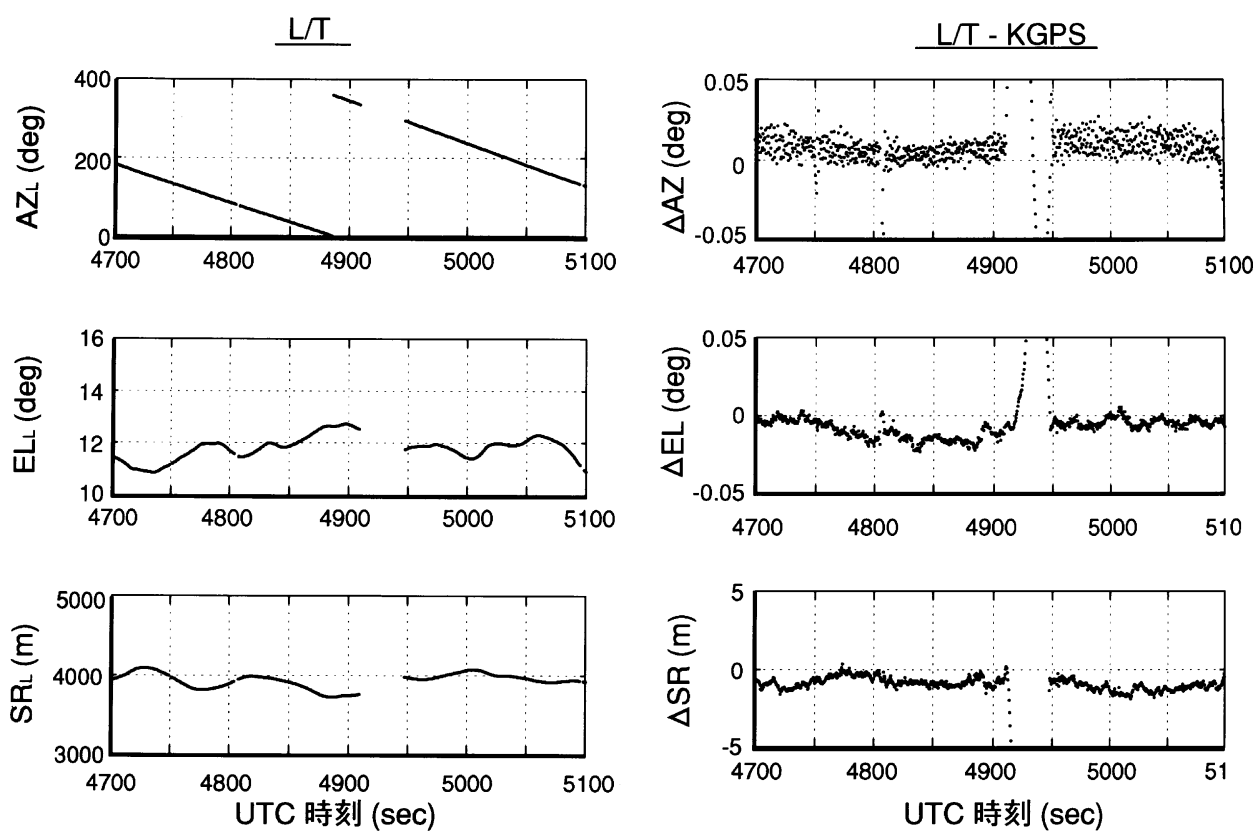


図25 周回飛行 (ORBIT-2) : FLT02



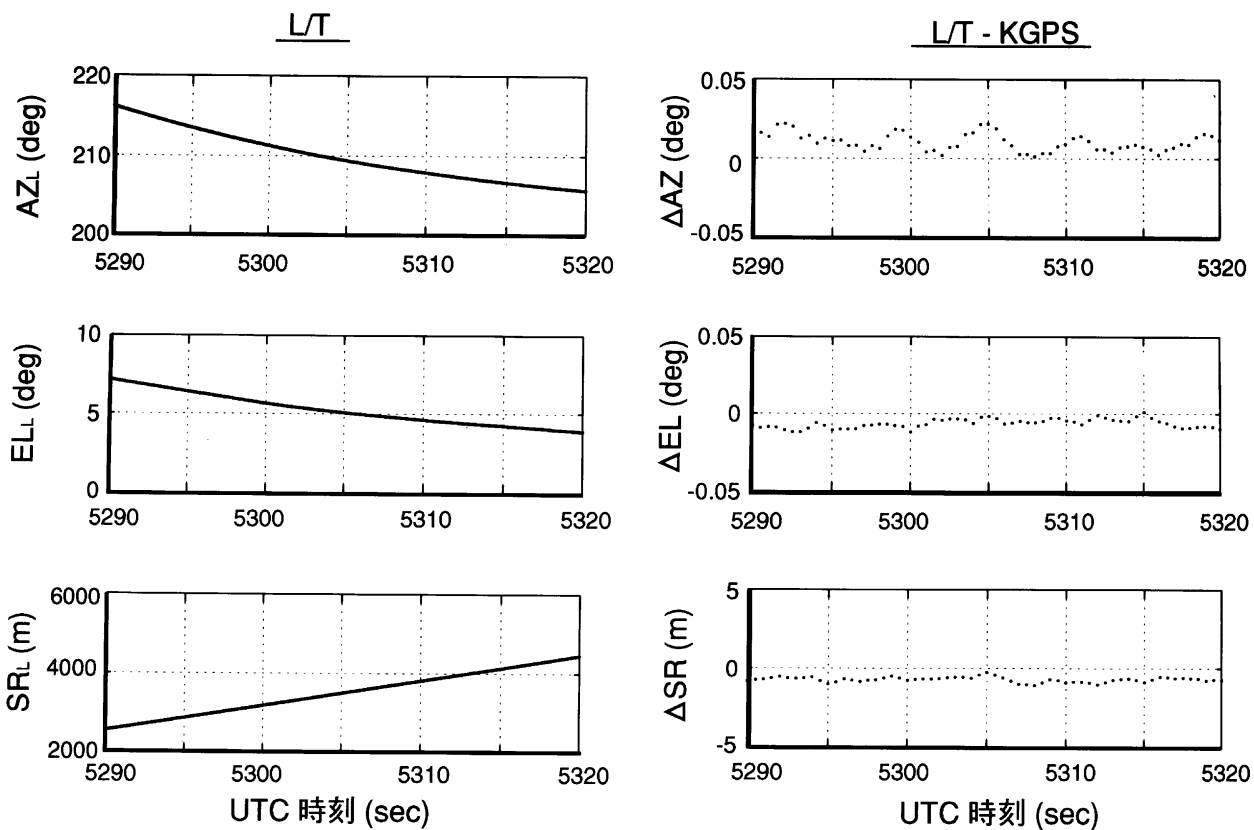


図26 水平飛行 (LEVEL-1a) : FLT02

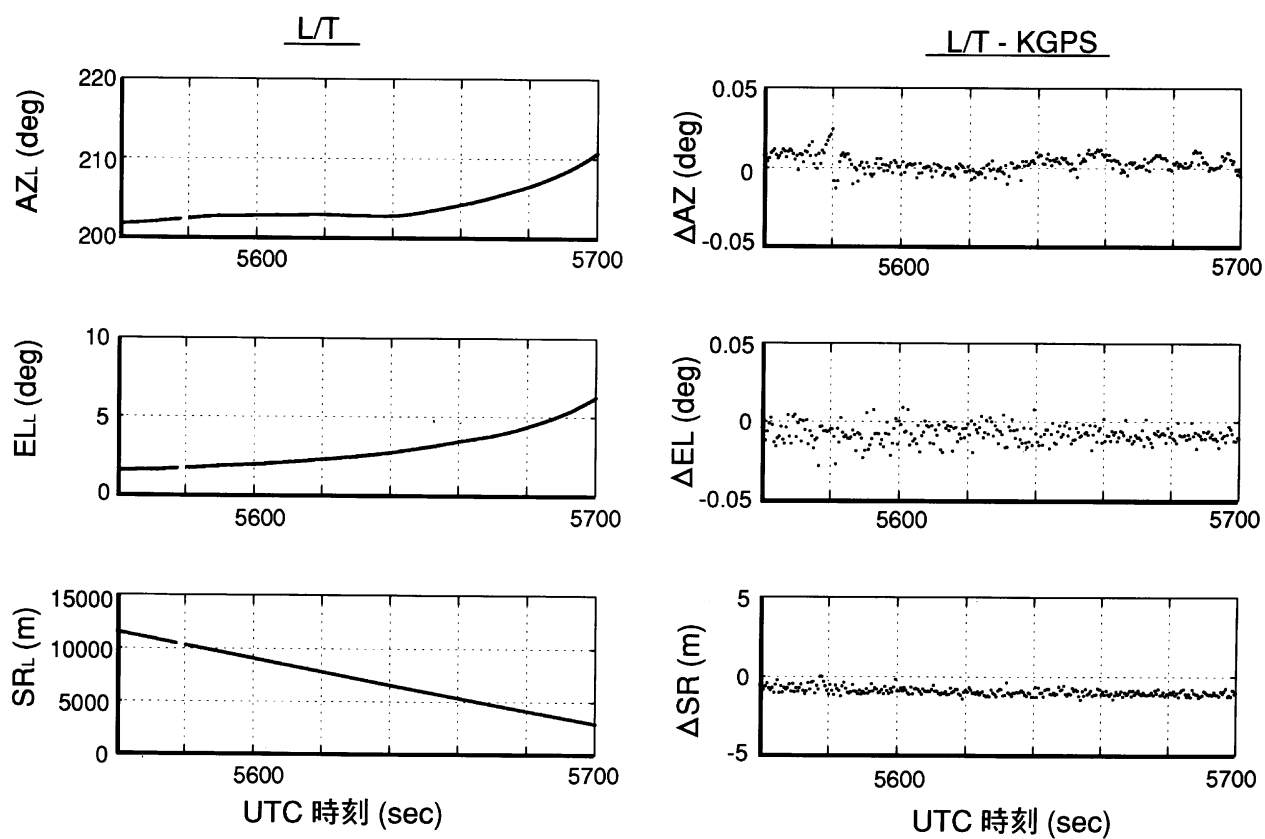


図27 水平飛行 (LEVEL-1b) : FLT02

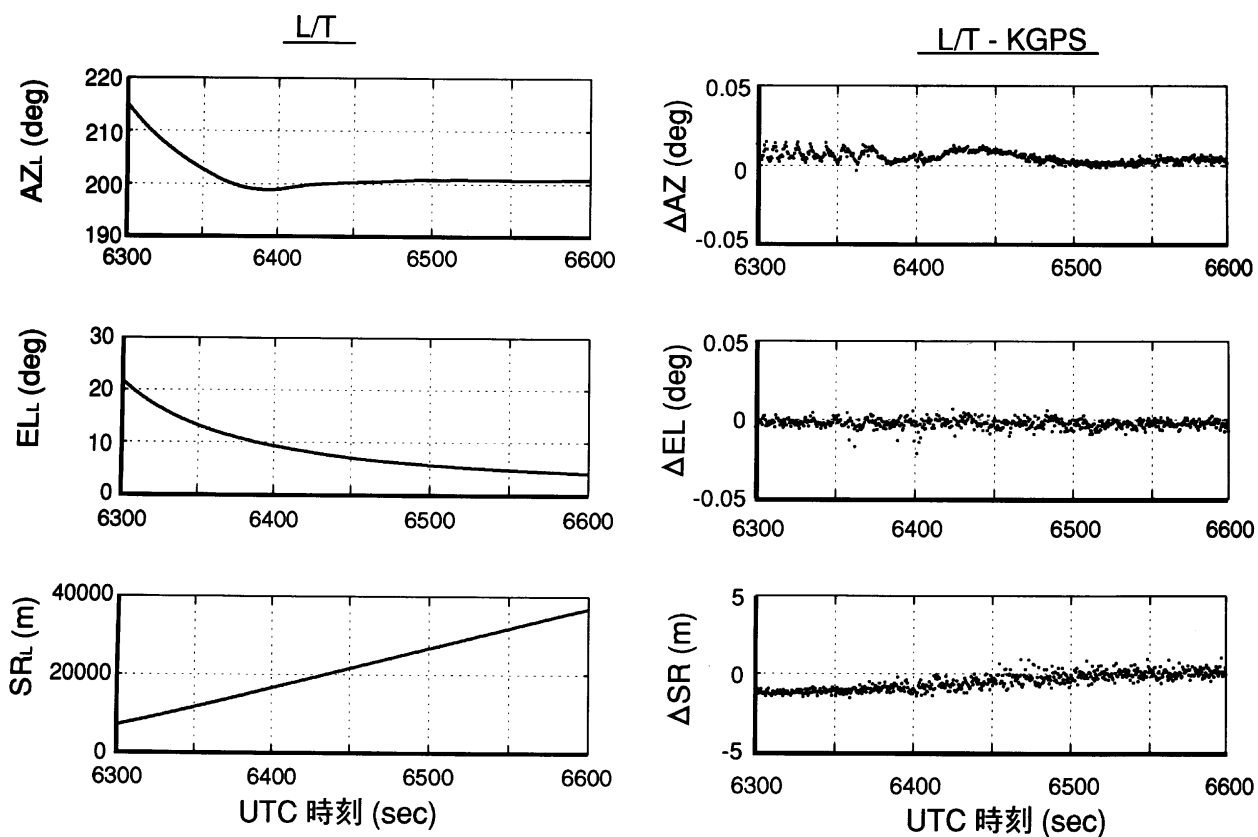


図28 水平飛行 (LEVEL-2a) : FLT02

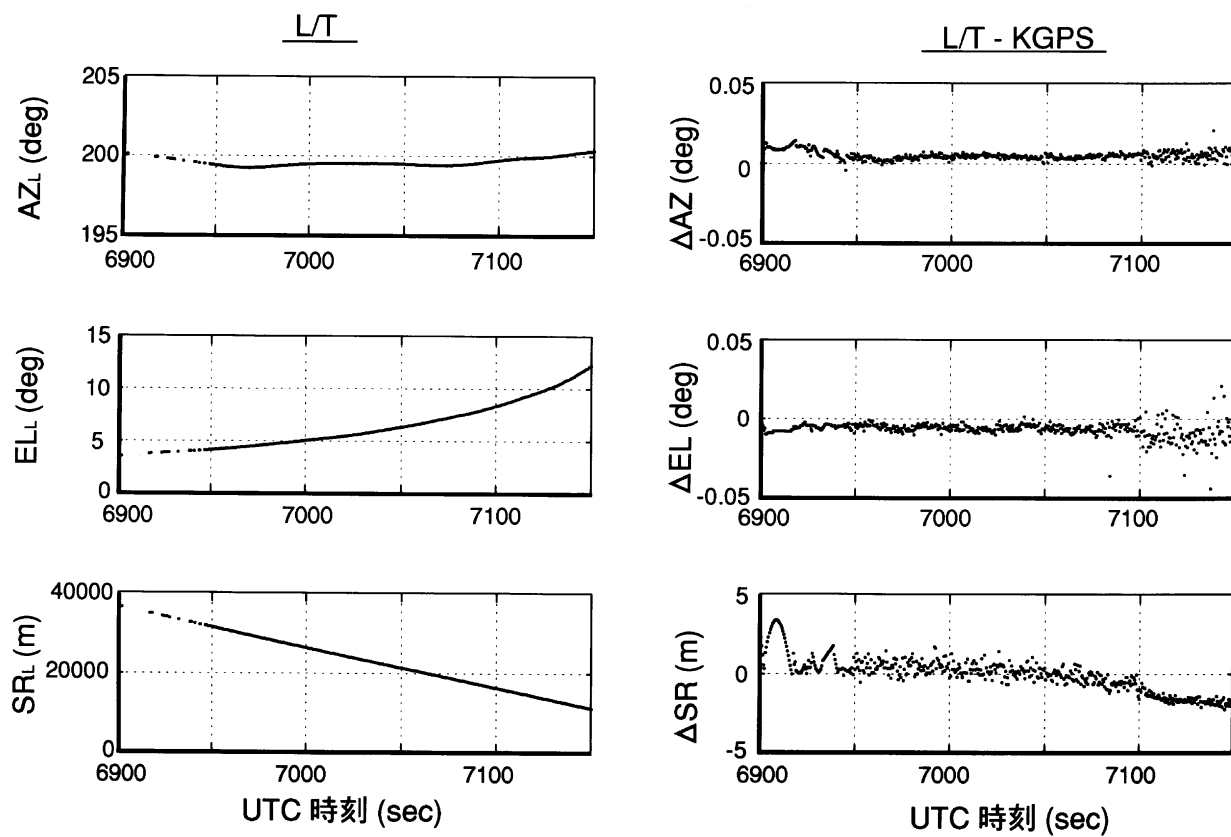
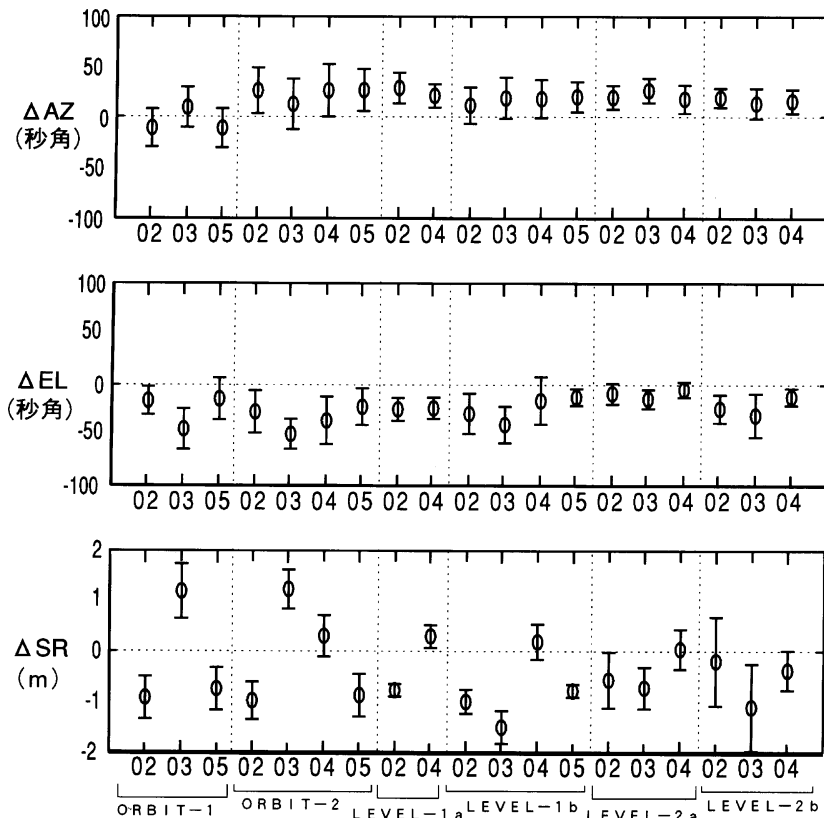


図29 水平飛行 (LEVEL-2b) : FLT02

表6 飛行評価結果

飛行番号	飛行パターン	$\Delta AZ$ (秒角)		$\Delta EL$ (秒角)		$\Delta SR$ (m)	
		mean	std.	mean	std.	mean	std.
FLT02	ORBIT-1	-11.4	19.0	-15.1	13.8	-0.87	0.43
	ORBIT-2	26.1	22.9	-26.3	21.1	-0.93	0.38
	LEVEL-1a	28.7	15.4	-23.6	11.3	-0.72	0.13
	LEVEL-1b	11.3	18.3	-28.1	20.1	-0.95	0.24
	LEVEL-2a	19.5	11.9	-8.1	10.2	-0.51	0.56
	LEVEL-2b	19.0	9.5	-23.1	13.8	-0.13	0.90
FLT03	ORBIT-1	9.3	20.0	-43.5	20.2	1.28	0.55
	ORBIT-2	12.5	25.2	-48.5	15.1	1.32	0.39
	LEVEL-1b	18.6	20.7	-39.0	18.3	-1.46	0.33
	LEVEL-2a	26.4	12.3	-13.2	9.5	-0.67	0.42
	LEVEL-2b	13.3	15.4	-29.6	21.7	-1.06	0.87
FLT04	ORBIT-2	26.3	26.2	-35.0	23.7	0.38	0.42
	LEVEL-1a	21.0	11.8	-22.6	10.5	0.37	0.23
	LEVEL-1b	18.0	19.0	-15.0	23.9	0.26	0.36
	LEVEL-2a	17.8	14.1	-4.0	7.7	0.11	0.40
	LEVEL-2b	15.5	11.8	-11.3	8.3	-0.32	0.40
FLT05	ORBIT-1	-11.5	19.6	-13.3	20.9	-0.69	0.43
	ORBIT-2	26.5	21.1	-21.1	18.3	-0.82	0.43
	LEVEL-1b	20.0	15.1	-11.6	8.4	-0.73	0.13



飛行パターンと飛行番号

図30 飛行評価結果 (平均値と標準偏差)

及び飛行実験による評価を示した。その結果 要求仕様を満足する機能を確認し、レーザ追尾システムの安全確保がなされていることを確認した。また、性能面においても飛行実験による総合的な精度として、KGPSデータとの比較から方位角、仰角が約20秒角、斜距離が約1 m の範囲で合致することが認められた。これを基にALFLEX 実験時の航法機器評価基準及び飛行経路評価基準データとして用いるに十分であることを確認した。尚、本レーザトラッカの製作及び評価飛行実験での操作/運用は(株)日立製作所が、ドルニエ機の運航は当所の飛行課が担当した。本報告書は第34回飛行機シンポジウム<sup>15)</sup>での発表を基にしたものである。その他の資料として、本レーザトラッカの設計書、取り扱い説明書等<sup>16)</sup>を参考としている。また、本報告書をまとめる以前にALFLEX は豪州にて実施され(平成8年7月~8月)成功裏に完了した。その中で本レーザトラッカが有効に働き、航法機器評価及び飛行経路評価基準データを提供することができた。これらについての報告がALFLEX / HOPEシンポジウム<sup>17),18)</sup>で発表されているので参考にされたい。

## 謝 辞

本レーザ追尾システムの製作は平成5年度の第三次補正予算により認められたもので、科学技術庁担当部局や当所管理部の担当者の方々のご努力により事務的手続きがなされた。入札に参加された関係業者の方々のご協力と、開発にあたり運輸省電子航法研究所からはレーザ追尾システムに関する資料提供及び助言を頂いた。また、評価飛行実験を実施するについては運輸省名古屋空港事務所、(株)ジャムコ、ダイヤモンドエアサービス(株)、さらにALFLEX国内実験場使用については川崎重工(株)の協力を得たことを記し感謝する。尚、本報告の中で使用した多くの図及びグラフの作製に当たって研究室の補助員である松野 猛君の協力があつたことを付記する。

## 参考文献

- 1) 飛行実験部：実験用航空機ドルニエ機について、航技研 TM-637, 1991. 7
- 2) 航法系飛行実験実行委員会：MLS等航法系飛行実験 - 平成2年度の実験概要 -, 航技研報告 TR-1175, 1992. 7
- 3) 村田正秋, 小野孝次：GPS 応用 - 着陸複合航法システムの研究 -, 航技研創立40周年記念 第33回研究発表会前刷集, 1995. 7
- 4) 小野孝次, 岡田典秋, 稲垣敏治, 宮沢与和, 村田正秋,

- 新宮博公, 田嶋裕久, 松本秀一, 増田靖宏：Do-228 着陸航法系飛行実験と計器着陸誘導実験システムについて, 第33回飛行機シンポジウム講演集, 1995. 11
- 5) 永安正彦, 中安英彦：小型自動着陸実験 (ALFLEX) 計画, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994. 10
  - 6) 米本浩一, 東條 豊, 土本圭司, 高塚 均, 高野 純, 田中敬司：ALFLEXの実験システム, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994. 10
  - 7) 運輸省電子航法研究所/コントラバス社カタログ性能表
  - 8) 日本工業標準調査会 審議：レーザ製品の放射安全基準 JIS C 6802, 1991. 5
  - 9) 日本測地学会：新訂版 GPS - 人工衛星による精密測位システム -, 1989. 11
  - 10) J. W. Marini, C. W. Murray Jr. : Correction of Laser Range Tracking Data for Atmospheric Refraction at Elevations above 10Degrees, GSFCreport X-591-73-351, 1973
  - 11) William Eppers : Atmospheric Transmission, Handbook of Lasers with Selected Data on Optical Technology, 1971. 9
  - 12) 井之口浜木, 稲垣敏治, 矢沢健司, 小野孝次, 稲葉基之：トラッキングレーダ改修後の機能確認およびDGPS 測位を用いた較正試験, 航技研報告 TR-1312, 1996. 11
  - 13) 辻井利昭, 村田正秋, 張替正敏：キネマティックGPS 飛行実験：OTFアルゴリズムの検証, 第34回計測自動制御学会学術講演会予稿集, 1995. 7
  - 14) 辻井利昭, 張替正敏, 村田正秋：RTK (Real Time Kinematic GPS) 測位システムの開発について, 第13回誘導制御シンポジウム資料, 1996. 11
  - 15) 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と飛行実験による評価, 第34回飛行機シンポジウム講演集, 1996. 10
  - 16) 日立製作所：レーザ追尾システム設計書, レーザ追尾システム取り扱い説明書, レーザ追尾システムレーザ光に対する安全教育資料等, 1996
  - 17) 小野孝次, 井之口浜木, 村上義隆, 岡田典秋, 稲葉基之, 水藤貴靖, 東條 豊, 山本光洋：ALFLEX 実験場と地上設備系, ALFLEX / HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996. 12
  - 18) 北川恵司, 佐々木貴士, 中村幸男, 増田 整, 村澤健吾, 小野孝次, 井之口浜木, 水藤貴靖：ALFLEXにおけるレーザトラッカの測位精度, ALFLEX / HOPE シンポジウム講演前刷集, 1996.12