

ALFLEXにおけるトラッキング・レーダの運用結果*

井之口 浜 木*¹, 小 野 孝 次*¹, 水 藤 貴 靖*²

Operational effects of the tracking radar on ALFLEX *

Hamaki INOKUCHI *¹, Takatsugu ONO *¹, Takanobu SUITO *²

Abstract

ALFLEX (Automatic Landing FLight EXperiments) were conducted at Woomera airport in Australia in 1996. In these experiments, an ALFLEX vehicle is lifted by helicopter, released at an altitude of around 1500 meters and landed on a runway automatically. A tracking radar was employed as a real-time flight path monitor of the vehicle during the experiments. The positioning accuracy of the tracking radar was evaluated by comparing it with that of the laser tracker in the flight tests. In conclusion, we confirmed that the tracking radar used met the accuracy requirements for a real-time monitor system for ALFLEX.

Keywords : ALFLEX, tracking radar, position measurement, flight testing

概 要

豪州での小型自動着陸実験 (ALFLEX : Automatic Landing FLight EXperiment) で、飛行経路の実時間監視のために、トラッキング・レーダが使用された。監視精度向上のための精密な較正を行った後、懸吊飛行試験において、レーザ・トラッカ取得測位データとの比較により、トラッキング・レーダによる測位の精度評価を行った。その結果、実時間監視用として十分な精度であることが確認できた。さらに、自動着陸実験においても測位精度評価を行い、実時間監視が確実に行われていたことを確認した。

1. まえがき

小型自動着陸実験 (ALFLEX : Automatic Landing FLight EXperiment)¹⁾は、平成8年3月から8月まで、ALFLEX豪州実験場として整備されたウーメラ飛行場で行われた。本実験は実験機を母機であるヘリコプタで吊り上げ、高度約1500mで分離して滑走路に自動着陸させる飛行実験である。実験機は全長約6 mの無人滑空機で、自動着陸実験時の最高速度は約84m/sに達し、分離後約50秒後に滑走路に着陸する。本実験は、実験機を吊り上げずに車両で牽引して行う地上走行試験、実験機を母機から分離しない懸吊飛行試験、最終的に母機から分離する自動着陸実験の3段階からなる。実験機は慣性航

法装置 (INS)、全世界測位システム (GPS)、マイクロ波着陸システム (MLS) 等の航法装置を使用して飛行制御計算機による制御で、自動的に滑走路に着陸する無人機である。そのため、滑空中に何らかの不具合により予定外の領域に落下し、周辺に被害を及ぼすことを防ぐために、本機にはドラッグ・シュートが搭載されており、非常時には機体を安全な区域内に落下させることができる。このとき、実験機が母機からの分離後に予定の飛行経路から一定量以上逸脱しているか否かを判断するために、実時間で実験機の飛行経路を監視する必要がある²⁾。その監視装置として、トラッキング・レーダ³⁾が準備された。さらに監視モニタの信頼性を向上させるため、以下の装置からのデータによる冗長系とした。

* 平成11年5月21日受付 (received 21 May 1999)

* 1 飛行研究部

* 2 宇宙開発事業団

一つは実験機からテレメータで送信されるデータであり、もう一つはレーザ・トラッカ⁴⁾による計測データである。実験機からテレメータで送信されるデータは、実験機が自動着陸の航法に使用しているデータである。しかし、トラッキング・レーダおよびレーザ・トラッカは実験機の航法機器から独立した地上設備であり、実験機の航法機器の状態とは無関係である。したがって航法機器が不具合の場合でも、飛行経路を監視することが出来る。さらにトラッキング・レーダは電波を使用するために標的方向の雲や太陽光の影響を受けず、可視光線を使用するレーザ・トラッカよりも測位精度の点で劣るものの追尾の信頼性は高い。このためトラッキング・レーダによる実時間飛行経路監視は、上記三種の位置データの中で最も重視された。

実時間経路監視の範囲は、実験機分離直後から着陸直前までであり、計測精度は滑走路座標XYZ軸各方向に対して10m(1σ)が要求された。この精度を満足させるためには、地上に固定した標的による較正に加えて、飛行試験を利用した精密な較正⁵⁾が必要であった。精密な較正には、トラッキング・レーダの設置位置、アンテナ方位回転軸の方向、基準となる標的の位置が正確に決定される必要がある。

トラッキング・レーダは滑走路脇に設置され、その設置の際、静的干渉測位方式のDGPS⁶⁾手法を用いて測量した地点にトラッキング・レーダ・アンテナを固定し、水準を取ることにによりアンテナ方位角の回転軸を鉛直方向に合わせた。滑走路原点および他方の滑走路端についても同じくDGPS手法により測量され、滑走路とトラッキング・レーダとの相対位置が確定された。

次にトラッキング・レーダ・アンテナ単体で測角較正を行うため、実験場内の格納庫の屋上にトランスポンダ・アンテナを設置して基準用の固定標的とした。一般的には地上の建造物に設置した固定標的を用いた較正だけでは電波のマルチパスの影響により高精度な較正にならない恐れがある。このため、1回目の懸吊飛行試験(C001)⁷⁾を利用して、トラッキング・レーダの精密較正を行った。

以上のように設置および較正されたトラッキング・レーダを、実際に実時間飛行経路モニタとして使用可能かどうかの判断のために、懸吊飛行試験においてレーザ・トラッカ・データを真値と見なし、それとの比較により測位精度を評価した。即ち両者の偏差のバイアス値および標準偏差を求め、このバイアスと標準偏差との相乗平均値を、実験機に対する測位精度とした。この結果、本トラッキング・レーダは、実時間飛行経路監視用として要求精度10m(1σ)を満足することが確認された。

以上の較正および懸吊飛行試験での精度確認の後、自

動着陸実験に臨んだ。自動着陸実験における測位精度についてもレーザ・トラッカ・データを基準とした同様の評価を行った。この結果、実時間飛行経路監視が高精度に行われていたことが確認された。さらに自動着陸実験の場合、通常の飛行実験と比較して運動が激しく、追尾が困難であるにもかかわらず、完全に自動追尾を行うことができた。このため、トラッキング・レーダの高い信頼性が実証された。加えて、従来明確になっていなかった低仰角の測位精度に及ぼす影響、およびトラッキング・レーダ・アンテナの回転角加速度の影響による追尾遅れの補正効果を、実際の追尾データから評価することができた。

以上の評価により精度、信頼性、使用範囲の面で本実験ではトラッキング・レーダが有効に機能したことが確認された。本報告では、小型自動着陸実験におけるトラッキング・レーダの較正および測位精度を中心に、運用結果について述べる。

2. 単位、略語および記号

本報告書では原則的にはSI単位系に準拠して表記してあるが、角度表示に関してはSI単位系でのラジアン(rad)が測量の分野で現実に使われることはあまりなく、一般的でないため、度(deg)を基本とし、必要に応じて秒(s)を使用した。秒は測量においてしばしば使用され、微細な角度の表現に適している。単位の換算は以下の通りである。

$$1 \text{ 度} = 3600 \text{ 秒} = 0.01745 \text{ rad}$$

本文中で共通して使用される略語および記号について以下に記述する。

ALFLEX	: Automatic Landing FLight EXperiment
DGPS	: Differential GPS
ECEF	: Earth Centered, Earth Fixed
GPS	: Global Positioning System
IMU	: Inertial Measurement Unit
LASER	: Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation
LT	: Laser Tracker
RADAR	: RADio Detecting And Ranging
RT	: Radar Transponder
TR	: Tracking Radar
UTC	: Coordinated Universal Time
WGS84	: World Geodetic System 1984

データ処理に使用した座標系の定義を図2.1に示す。WGS84座標系では、地球を回転楕円体とみなして、この回転楕円体の接平面に対する法線と赤道面とのなす角

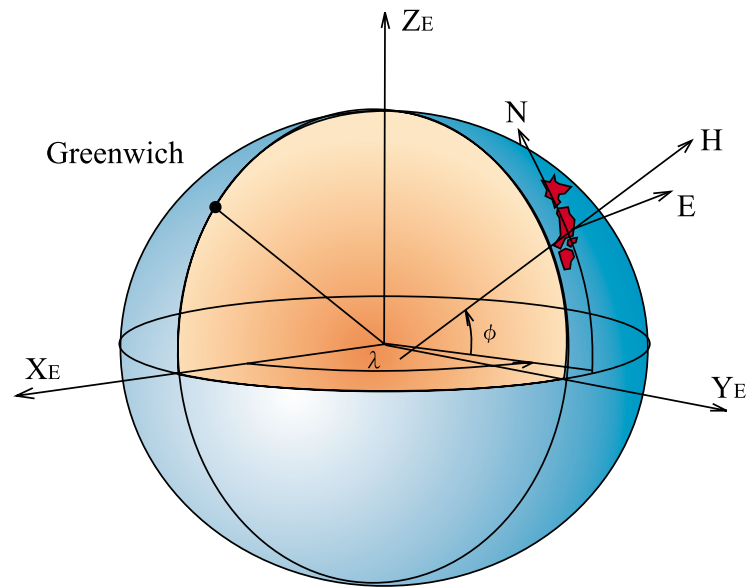


図 2.1 (a) 座標系の定義 (WGS84 座標系)

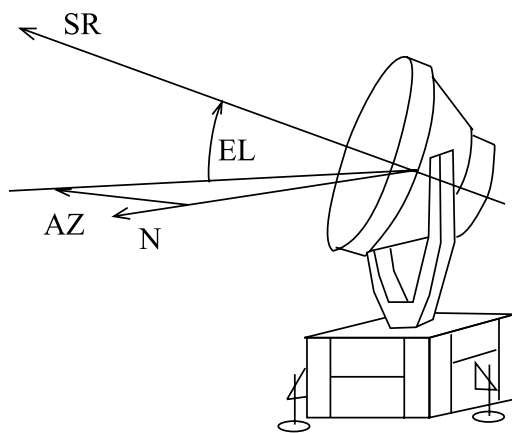


図 2.1 (b) 座標系の定義 (レーダ基準極座標系)

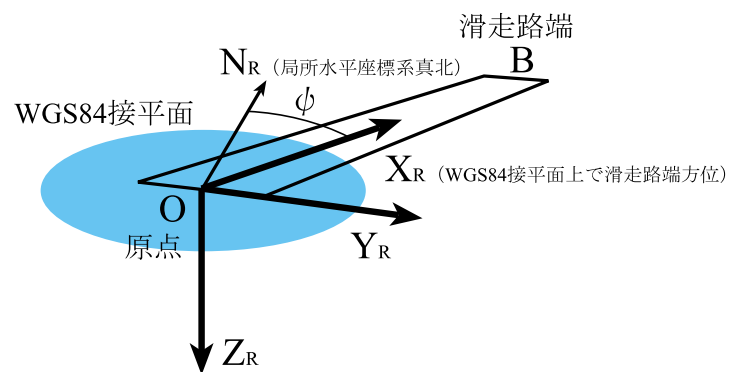


図 2.1 (c) 座標系の定義 (滑走路座標系)

を緯度、回転軸を含む平面が英国Greenwichおよび回転軸を含む平面となす角が経度、回転楕円体の表面から外側へ向かう距離を高度としている。本資料でのECEF座標系はWGS84座標系の直交座標系による表現で、同上回転楕円体の回転軸がZ軸、Z軸に直交して経度0の方向がX軸、Z軸およびX軸に直交するのをY軸としている。

AZ : レーダ基準極座標の方位角 (真北が0度)

EL : レーダ基準極座標の仰角 (WGS84座標系での高度方向が90度)

SR : レーダ・アンテナ回転軸中心からトランスポンダ・アンテナ位相中心までの距離

ΔAZ : AZの測定誤差 (レーザ・トラックとの差)

ΔEL : ELの測定誤差 (レーザ・トラックとの差)

ΔSR : SRの測定誤差 (レーザ・トラックとの差)

dAZ : AZの補正量 (デルタ成分)

dEL : ELの補正量 (デルタ成分)

dSR : SRの補正量 (デルタ成分)

ϕ : WGS84座標系での緯度

λ : WGS84座標系での経度

H : WGS84座標系での高度

X_E : ECEF座標系でのX方向位置

Y_E : ECEF座標系でのY方向位置

Z_E : ECEF座標系でのZ方向位置

ψ : 真北に対する滑走路方位

X_R : 滑走路座標系でのX方向位置

Y_R : 滑走路座標系でのY方向位置

Z_R : 滑走路座標系でのZ方向位置

ΔX_R : X_R の測定誤差

ΔY_R : Y_R の測定誤差

ΔZ_R : Z_R の測定誤差

N : 局所水平座標系での真北方向位置

E : 局所水平座標系での真東方向位置
 D : 局所水平座標系での下向き方向位置
 c : 光速定義値
 V : 標準空気中の電波の伝搬速度
 ε : 標準空気中の比誘電率
 Ce : ECEF 座標系から局所水平座標系への変換行列

添字

0 : 滑走路原点位置
 tr : レーダ・アンテナ設置位置
 lt : レーザ・トラッカ設置位置
 rt : 固定標的設置位置
 m : 計測生データ
 LT : レーザ・トラッカ基準データ
 R : 滑走路原点基準データ
 TR : トラッキング・レーダ基準データ
 $bias$: バイアス値
 SD : 標準偏差

3. トラッキング・レーダ基本仕様

本トラッキング・レーダは、9.8GHz帯（Xバンド）のマイクロ波を利用した地上レーダであり、航空機の追跡用として昭和55年に開発されたものである。本装置は飛行中の航空機を自動追尾して、その位置を実時間で測定



図 3.1 トラッキング・レーダ全景

することが出来るため、小型自動着陸実験では飛行経路監視用として利用された。図3.1は実験場に設置したトラッキング・レーダの全景である。中央の丸い円盤がアンテナで、右側のコンテナの内部には送受信機、アンテナ制御器、データ処理計算機、その他レーダ操作に必要な機器が内蔵されている。左側の装置は標的を最初に発見するための捕捉アンテナである。本レーダは標的の表面反射を利用した1次レーダとして使用することもできるが、通常は標的側にレーダ・トランスポンダを装備して2次レーダとして使用することにより、追尾性能および測位精度を向上させている。トラッキング・レーダの測位原理を図3.2に示す。トラッキング・レーダのアンテナから放射された質問波は、機体に搭載されたトランスポンダで受信され、約30 μ 秒後に応答波としてトラッキング・レーダに送信される。トラッキング・レーダでは応答波の受信強度が最大になるように自動的にアンテナが回転するため、飛行中の機体を自動追尾して、その方位角（AZ）および仰角（EL）を実時間で測定することが出来る。トラッキング・レーダと機体との距離（SR）は双方のアンテナ間を電波が往復する時間および装置遅延時間から求めることが出来る。以上により地上アンテナと機体との相対位置が3次元的に測定でき、予め地上アンテナの位置および方位を任意の座標系上で決定して

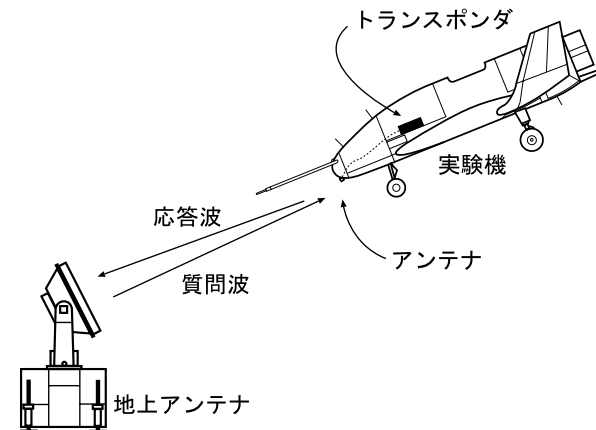


図 3.2 トラッキング・レーダの測位原理

表 3.1 基本仕様

	トラッキング・レーダ	レーダ・トランスポンダ
空中線電力	10kW	1 kW
空中線利得	38dB	2.15dB
送信静止精度	9.825GHz	9.875GHz
総合静止精度	測距精度 5 m 測角精度 0.01 度	
分解能	測距器 1 m 測角器 0.0055 度	
最大角度追尾速度	25 度 / s	
最大距離追尾速度	10km / s	

おくことにより機体の位置をその座標系で表すことが出来る。

本トラッキング・レーダを2次レーダとして使用した場合の基本仕様を表3.1に示す。総合静止精度を満足する条件は、以下の通りである。

- 1) 標的の位置が固定されていること。
- 2) 電波の受信強度が -92dBm 以上であること。
- 3) S/N 比が 20dB 以上であること。
- 4) 瞬間最大風速が 15m/s 以下であること。
- 5) 受信偏波面が垂直であること。
- 6) 標的に対するアンテナ仰角が 4 度以上であること。
- 7) 周囲に電波環境を劣化させる障害物、電波放射がないこと。

通常トラッキング・レーダが標的を追尾する際、アンテナの回転角速度および角加速度に応じて追尾遅れが生ずる。この追尾遅れを補償するために本トラッキング・レーダではアンテナの物理的な計測値およびデルタ成分と称する追尾用制御信号を補正量としてデータ出力し、次式に示すように双方を加算したものを測位データとして利用している。

$$SR = SR_m + dSR$$

$$EL = EL_m + dEL$$

$$AZ = AZ_m + dAZ$$

4. トラッキング・レーダの小型自動着陸実験への適用

4.1 使用範囲と要求精度

トラッキング・レーダは、小型自動着陸実験では非常時のシステムとして位置づけられており、実験機の飛行経路を監視するために使用された。したがって監視の目的でトラッキング・レーダが使用される範囲は、図4.1に示す実験機の飛行経路の中で分離直後から着陸直前までである。ただしトラッキング・レーダは初期捕捉に手間取る可能性があるため、出来るだけ飛行の全範囲で捕捉をはずさないように努力した。要求精度 10m (1σ)は監視範囲のみで適用され、本精度は航法系の測位精度 25m (1σ)を上回るように設定された。必要な監視時間は実験機の分離後の飛行時間と同じで約 50 秒間であり、この時間に十分対応できる無停電電源を用意して、監視の信頼性を向上させた。

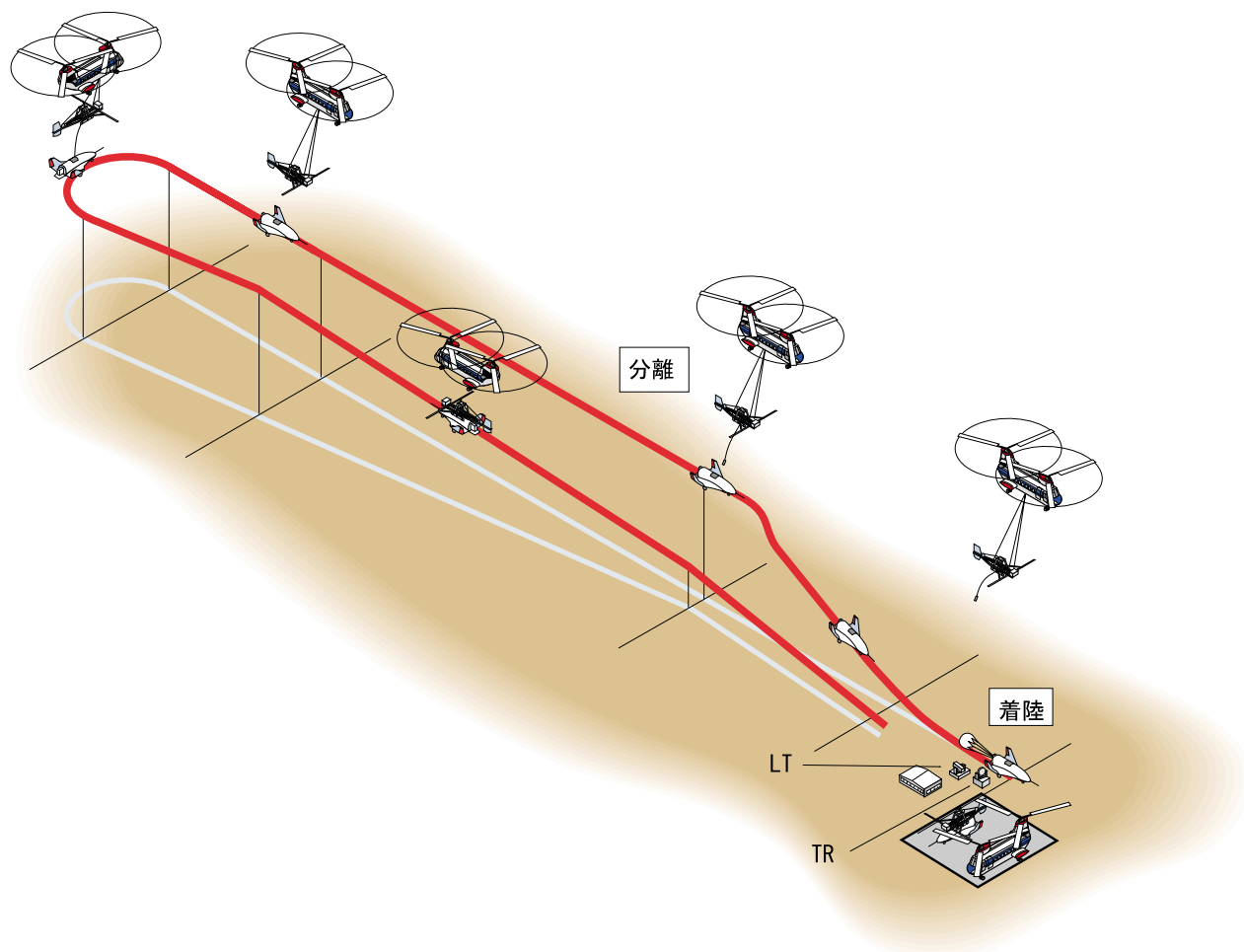


図4.1 実験機の飛行経路



トランスポンダ・アンテナ

図 4.2 トランスポンダ・アンテナの位置

4.2 トランスポンダ搭載

本実験では追尾の精度および信頼性が重視されるため、実験機にはトランスポンダを搭載して2次レーダとして使用した。実験機搭載のトランスポンダ・アンテナの位置は、図4.2に示すように機首に1個搭載するのみとした。この位置は懸吊時の水平飛行および分離直後の

急降下時でも追尾可能とするように決定され、回線設計に必要なアンテナ・パターンは、2分の1模型試験により確認された。

5. アンテナの設置および単体較正

5.1 アンテナの設置

静的干渉測位方式のDGPSで測量した位置に、トラッキング・レーダ・アンテナを固定し、アンテナ内蔵の電気式水準器を用いて10秒(0.0028度)の精度で水準を取ることにより、方位角回転軸を鉛直に合わせた。滑走路原点および実験機駐機点についてもDGPSで測量し、滑走路座標系を定義する際の基準とした。静的干渉測位方式のDGPSでは、搬送波の位相を利用することにより5mm程度の精度で位置を決定することが出来る⁸⁾。小型自動着陸実験の豪州実験場での地上設備配置を図5.1に示す。各地点のWGS84座標系上での位置は表5.1の通りである。トラッキング・レーダおよびレーザ・トラッカについては、それぞれ回転中心の位置を記載した。

5.2 固定標的を用いた単体較正

トラッキング・レーダの単体測角較正のため、実験場内の格納庫の屋上にレーダ・トランスポンダを設置して固定標的とした。トランスポンダ・アンテナの設置位置はレーザ・トラッカ調整用の固定逆反射鏡の直下26cmであった。逆反射鏡の位置は光波トランシットにより正確に測量されているため、トランスポンダ・アンテナの

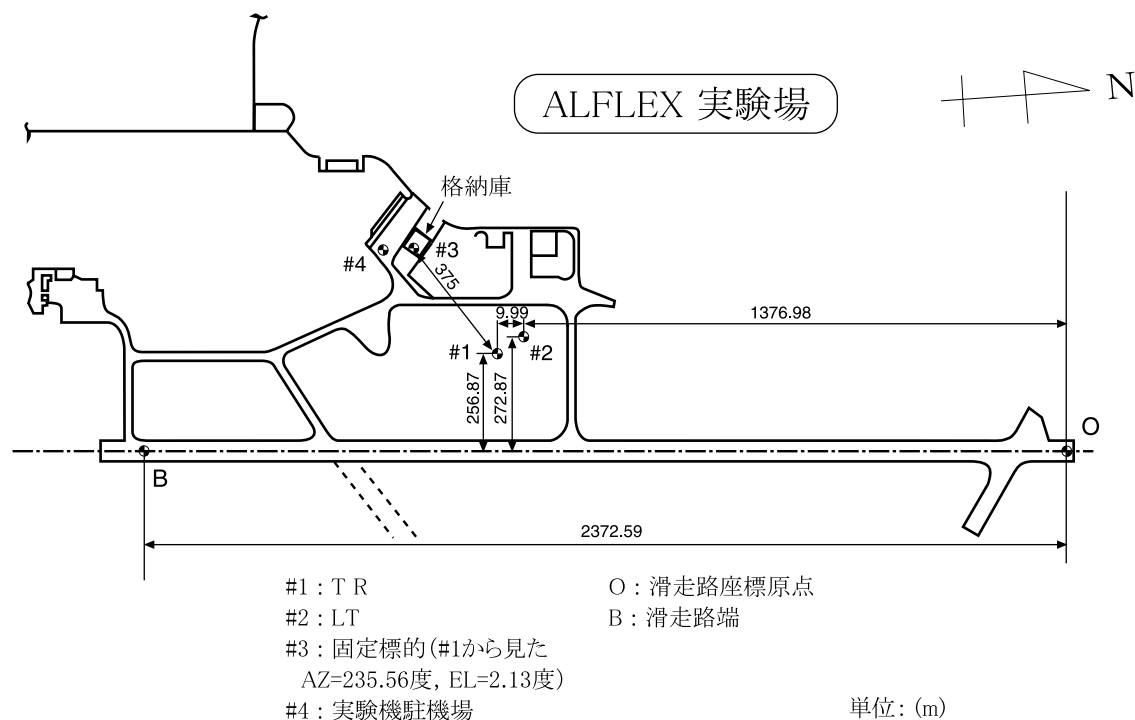


図 5.1 地上設備配置図

表 5.1 各地点の位置 (WGS84)

測量点	緯度 (南緯)	経度 (東経)	高度
O	31度 08分 06.4360 秒	136度 48分 49.9334 秒	167.34m
B	31度 09分 23.0749 秒	136度 48分 40.8557 秒	170.70m
# 1	31度 08分 50.3924 秒	136度 48分 34.9798 秒	172.18m
# 2	31度 08分 50.0170 秒	136度 48分 34.4170 秒	171.76m

位置も正確に特定できた。レーダ・アンテナから見た固定標的の位置を、測量値から計算した結果は以下の通りである。

$$AZ = 235.56 \text{ 度}$$

$$EL = 2.13 \text{ 度}$$

$$SR = 375\text{m}$$

この位置は仕様の精度を満足するための4度以上の仰角とはなっていないが、マルチパスの原因となる障害物が少なく、固定標的として充分使用できると考えられた。したがって単体較正として固定標的をトラッキング・レーダで自動捕捉し、計測値が上記計算値に一致するようにトラッキング・レーダを調整した。

通常の運用では固定標的による較正で充分である。しかし今回は基準を満たす位置に固定標的を設置できなかった点、および測位精度が重視される点を考慮すると、マルチパスの影響がほとんどない飛行試験による精密較正が必要であった。したがって本単体較正は精密較正前の初期値を決定するために行われたものである。初期値の決定により追尾の操作性が向上し、精密較正がやり易くなる。測距に関しては、トランスポンダ毎に応答遅延時間が異なるために、実際に追尾するトランスポンダを用いて較正を行わなければならない。したがって、その意味でも飛行試験による精密較正が重要となる。

6. 飛行試験による精密較正

第1回目の懸吊飛行試験 (C001) において、レーザ・トラッカによる測位データを真値と見なし、トラッキング・レーダの測位バイアス値を決定することにより精密な較正を行った。基準としたレーザ・トラッカの精度は仕様⁴⁾に基づき、以下の通りである。

測角精度：0.017度 (3 σ)

測距精度：1.5m (3 σ)

以上の精度は、トラッキング・レーダに対する要求精度よりも充分高いため、較正の基準として使用した。

6.1 較正方法

図6.1にトラッキング・レーダで得られたC001懸吊飛行試験の飛行パターンを滑走路座標系で示す。グラフの原点が滑走路原点で、X軸に沿って滑走路がある。図のTR点がトラッキング・レーダである。C001懸吊飛行試験では、図のように滑走路の延長線上で何度も往復飛

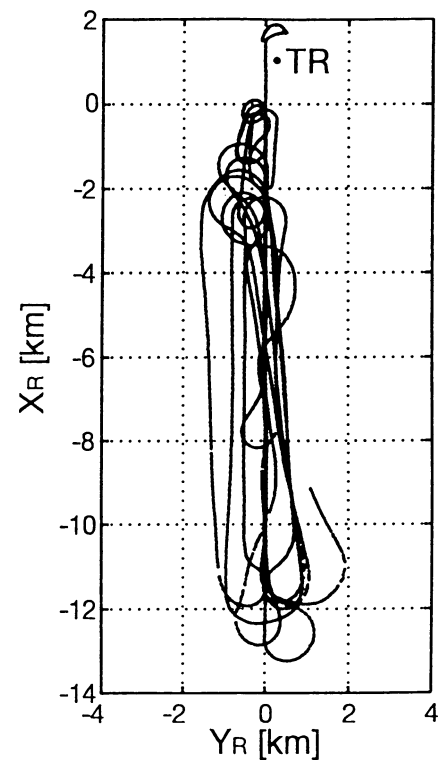


図 6.1 飛行パターン (C001)

行を繰り返した。これは実際に実験機を分離する自動着陸実験での分離前の飛行経路と同一である。所々データが欠落しているのは、トラッキング・レーダから遠距離の領域で捕捉が困難となった部分である。この飛行経路はレーザ・トラッカでも同時に計測し、レーザ・トラッカによる計測値との差を測位バイアス値として較正を行った。

実験機のレーザ・トラッカ用逆反射鏡およびトランスポンダ・アンテナの取付け位置は図6.2に示す通り近接しているため、測位データの比較において実験機の姿勢角の影響は無視した。なお本懸吊飛行試験では実験機を殆ど水平に吊り下げて行ったため、逆反射鏡とアンテナとの位置の差は高度差のみと仮定した。逆反射鏡は実験機頭部に搭載されているため、レーザ・トラッカでは実験機がレーザ・トラッカに向かう方向のみが測位可能である。図6.3はトラッキング・レーダおよびレーザ・トラッカによる計測値を重ね書きした時系列データである。実験機が後ろ向き状態ではレーザ・トラッカのデータが得られていないが、それ以外の部分では両データ

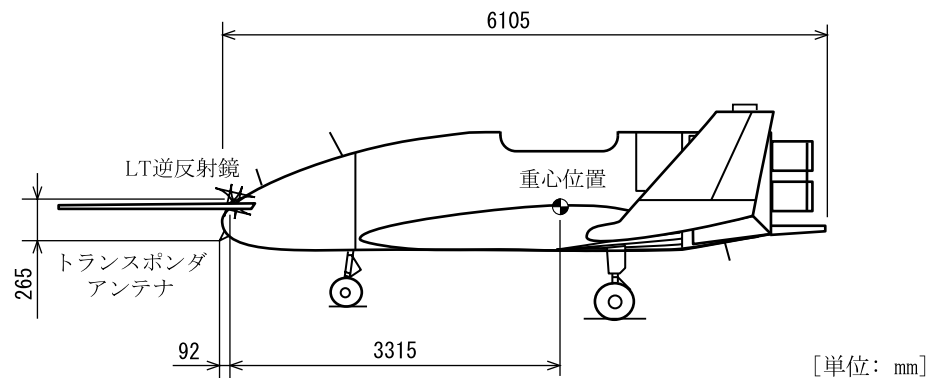


図 6.2 アンテナおよび逆反射鏡の位置

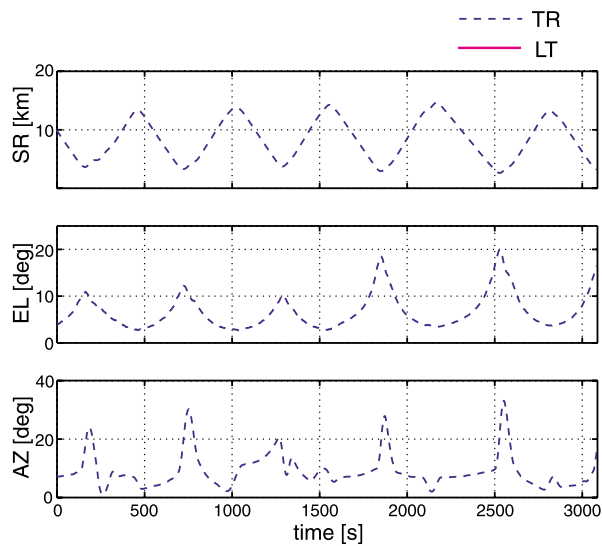


図 6.3 TRおよびLTによる計測値

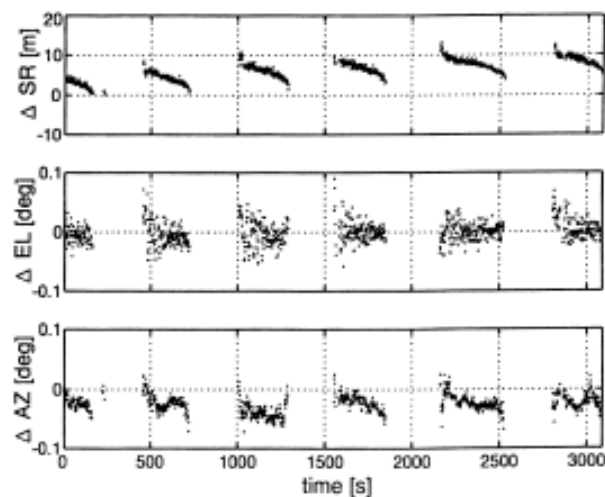


図 6.4 TRの計測誤差

は同じように取得できた。

C001の飛行範囲は、トラッキング・レーダの有効範囲に対して非常に限定されている。しかし予想される自動着陸実験の飛行範囲での方位角および仰角を殆ど含んでいる。このため、本自動着陸実験の飛行経路測位に限定する限り有効な較正であると考えられる。較正試験を行った範囲は以下の通りである。

斜距離：2.5～14.8km (実験機がトラッキング・レーダに向かう方向のみに限る)

仰角：3～20度

方位角：2～22度

6.2 較正結果

図 6.4 はレーザ・トラッカによる計測値を基準としたトラッキング・レーダによる計測値の誤差を示している。測距誤差はトランスポンダの応答遅延時間の経時変化により徐々に増加している。仰角誤差は非常に少なく、結果的に固定標的による較正が効果的であったことが分かる。

表 6.1 バイアス補正量

	バイアス誤差	バイアス補正量	分解能
方位角	-0.0251 度	0.0275 度	0.0055 度
迎角	-0.0004 度	なし	0.0055 度
斜距離	6.3m	-7 m	1 m

以上の較正データからトラッキング・レーダの計測分解能を考慮して決定したバイアス補正量を表 6.1 に示す。このバイアス補正量は、トラッキング・レーダに入力し、第 2 回懸吊飛行試験 (C002) 以降の実時間測位データに反映した。

今回の較正試験により測距誤差は経時変化の影響だけでなく、距離に比例した誤差も明らかになった。この誤差に関する検討については付録 A で述べる。

斜距離計測に関しては、較正が完了した後もトランスポンダの環境条件や経時変化により応答遅延時間が変動することがあるため、その影響による斜距離のバイアス変動量は、試験毎に駐機点にて離陸前の実験機について計測し、3 m 以上の偏差が生じた場合には、その都度

偏差分を補正值としてトラッキング・レーダに入力した。

7. アンテナ架台水準の変動

小型自動着陸実験におけるトラッキング・レーダの運用では、実際に使用する方位角が非常に狭い範囲に限定されている。通常はアンテナの水準誤差は仰角計測値に直接影響するが、小型自動着陸実験の場合、仮に設置時にアンテナの水準が完全に合っていない場合でも、懸吊飛行試験により使用範囲での較正を行っているために使用範囲内での仰角誤差は殆ど生じない。しかし設置後の水準の変動は、直接仰角誤差となって現れるため、極めて重要である。

豪州実験場では地盤が軟弱なため、トラッキング・レーダ・アンテナの設置にあたり3.4mから4.5mの長さのパイロを4本打ち込み、コンクリート基礎を支える構造とした。しかしそれでも水準変動が無視できない可能性があったため、トラッキング・レーダ・アンテナ設置後の水準変動を測定した。結果を図7.1に示す。横軸の0は4月5日で、この日を規準にその後の変化量の累積を表している。東高は東方向の相対的な上昇（西方向の下落を含む）を示し、北高は北方向の相対的な上昇を示す。測定初期の結果から、豪州実験場での架台の水準変動が無視できない量であることが飛行実験前に判明した。そのため、飛行実験毎にアンテナ内蔵電気式水準器により水準を測定して、前回測定時からの偏差が10秒（0.0028度）以上のときは、再度水準合わせを行った。10秒は電気式水準器の公称精度である。つまり飛行実験では常時0.0028度の精度で物理的に水準が合わせられていたことになる。0.0028度の誤差は基本仕様の測角精度（0.01度）と比較すると無視し得る量である。

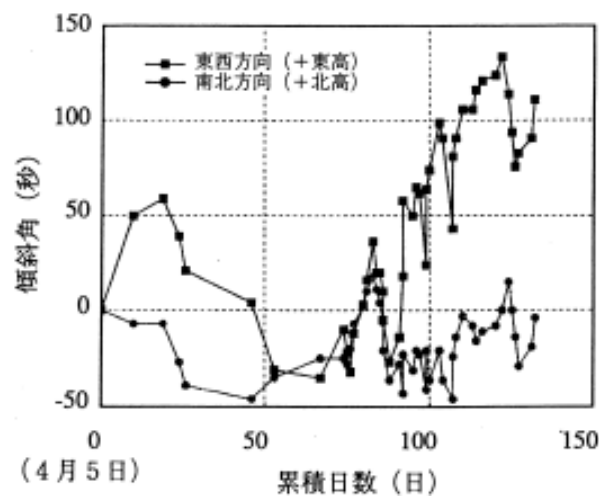


図7.1 アンテナ架台水準測定値

8. 実験機追尾実績による運用結果

小型自動着陸実験は、実際に実験機を分離する自動着陸実験の前に確認試験として、地上走行試験および懸吊飛行試験が行われた。トラッキング・レーダは、これらの全ての試験で運用されたが、地上走行試験ではトラッキング・レーダの仰角が常時負となり、地面反射の影響を強く受けるため、特に高度方向の測位精度に関する信頼性は低い。そのため、手順の確認や機器のチェックを行うにとどめた。トラッキング・レーダはその後、懸吊飛行試験により測位精度の評価を行い、実時間経路監視が可能であることが確認された後、自動着陸実験で使用された。

8.1 懸吊飛行試験

1) 測位精度評価

懸吊飛行試験ではレーザ・トラッカとの比較による計測値のバイアス値および標準偏差を調査した。離陸前の実験機を使用した斜距離のバイアス変動量に関しては、前述したとおり試験毎に計測して補正している。懸吊飛行試験では、自動着陸実験と飛行経路が異なるので、飛行経路全体での精度評価は意味がない。そこで、まずトラッキング・レーダ自体の精度特性を調べるために、レーダ・アンテナ中心極座標系で測位精度評価を行った。次に分離点における測位精度を滑走路座標系に換算した。実際に自動着陸実験を行った場合、分離点は最も遠距離であるために測位精度上最も厳しいと判断されたからである。一例として5回目の懸吊飛行試験であるC005での測位誤差を図8.1に示す。このような図を全懸吊飛行試験について出力し、各計測誤差のバイアス値および標準偏差を求めた。トラッキング・レーダ較正後の10回の懸吊状態の飛行試験での精度評価結果を表8.1

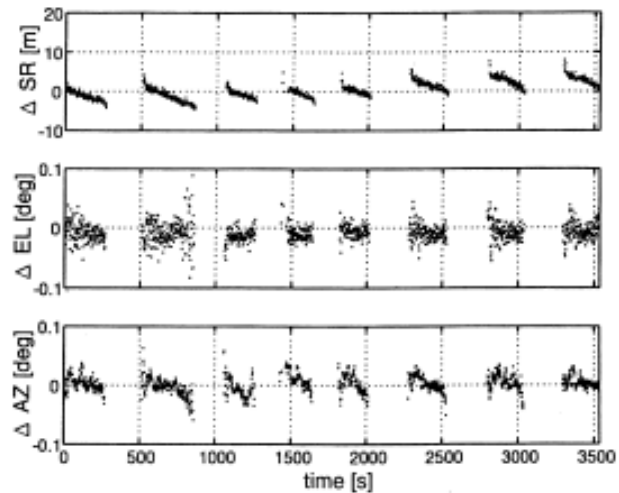


図8.1 測位誤差例 (C005)

表 8.1 懸吊飛行試験でのバイアスおよび標準偏差

	方位角 (deg)		迎 角 (deg)		斜距離 (m)	
	バイアス	標準偏差	バイアス	標準偏差	バイアス	標準偏差
C002	0.0085	0.0145	-0.0066	0.0202	0.81	2.17
C003	0.0011	0.0169	0.0005	0.0182	1.66	2.34
C004	0.0098	0.0150	-0.0065	0.0160	-1.10	1.70
C005	0.0017	0.0145	-0.0083	0.0165	0.36	2.10
C006	0.0073	0.0153	-0.0138	0.0196	-3.50	1.53
C007	0.0010	0.0163	-0.0030	0.0318	-0.83	1.93
C008	0.0039	0.0162	-0.0016	0.0189	-0.63	2.14
F001	0.0010	0.0165	0.0021	0.0271	-3.77	1.64
C009	0.0028	0.0179	-0.0019	0.0343	-2.91	1.65
F003	0.0031	0.0183	0.0098	0.0168	-0.43	1.52
測位精度	0.0166		0.0256		2.46	

表 8.2 懸吊飛行試験での測位精度

測角 : 0.0196 度 (分離点の距離で約 1.45m 相当)	
測距 : 2.46m	
実験機分離点での精度	目標精度
滑走路座標 X 方向 : 2.4m	10m
Y 方向 : 1.4m	10m
Z 方向 : 1.8m	10m

に示す。表中 F001 および F003 は自動着陸実験を目指して離陸したが、結局分離しなかったため、ここでは懸吊飛行試験と同等に扱った。

バイアス値と標準偏差との相乗平均を測位精度と考え、10回の飛行試験の平均値を、分離点における測位精度に換算すると、表 8.2 の通りとなる。

この結果からトラッキング・レーダの測位精度は、目標精度を満足し、飛行経路の実時間監視装置として十分な精度であると判断した。

上記精度は懸吊飛行試験での全飛行範囲について調査したもので、自動着陸実験での使用範囲を大幅に上回っている。特に C003 および C005 ~ F001 では、仰角 1 度以下の追尾を含んでいる。

2) 低仰角の影響

一般に電波を利用したトラッキング・レーダによる測位では地面反射によるマルチパスの影響で低仰角では測位誤差が増大する。そこで低仰角が測位精度に及ぼす影響を調べた。図 8.2 は仰角に対する計測誤差を示している。

斜距離計測に関しては本図からは低仰角の影響の判別が困難である。そもそも懸吊試験では一定高度飛行を行うため、低仰角ほど遠距離になってしまう。このため付録 A で述べるような斜距離に依存したバイアス量の変化が、影響している可能性が考えられる。本図では低仰角で斜距離計測値の誤差分散が増大する現象は見られず、

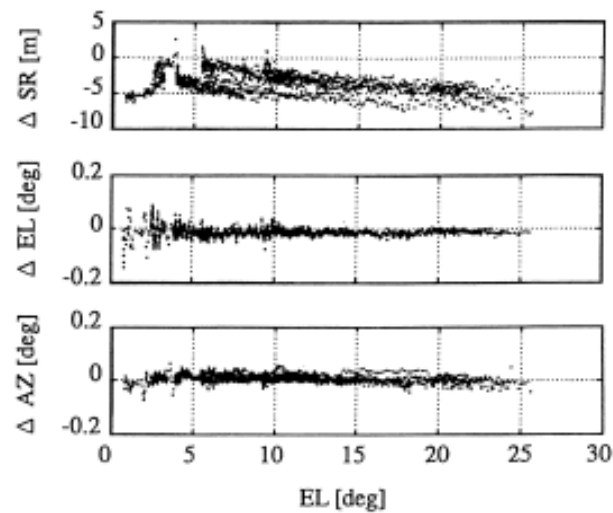


図 8.2 低仰角の影響

本図で示される斜距離計測誤差の変化は低仰角の影響ではなく、斜距離の影響である可能性が高い。仰角は遠距離ほど小さくなる以外に離着陸時にも小さくなるため、低仰角部分で複雑に変化している。

迎角計測誤差は、仰角 3 度以下から地面によるマルチパスの影響を受け徐々に誤差が増大しているが、1 度程度でも仰角計測誤差がビーム幅 1.4 度の範囲に充分収まり、標的をはずすことなく有効な追尾が行われている。

方位角計測誤差は低仰角の影響を殆ど受けていないことが分かる。

8.2 自動着陸実験

1) 測位精度評価範囲

自動着陸実験の場合、飛行経路の計測精度が分かり易いように、滑走路座標系に換算して測位精度評価を行った。精度評価範囲は分離時から高度 30m までである。高度 30m 以下では電波のマルチパスの影響により、特に仰角方向 (滑走路座標 Z 軸方向も同じ) の誤差が増大する

が、実時間飛行経路監視の目的から考えて、精度評価対象外とした。

2) 測位精度評価

測位精度評価の一例として第1回目の自動着陸実験であるF101の結果を図8.3に示す。この図では精度評価対象外の部分も含め、実験機分離前から接地付近まで表示してある。

滑走路座標Z軸方向の誤差を見れば判るように、接地直前では電波のマルチパスの影響で捕捉が乱れている。なお、F101では実験機が離陸前にトラッキング・レーダから見て後ろ向きに配置されたため、アンテナが直視できなかった。その結果、電波のマルチパスの影響により6.2項で説明した斜距離のバイアス変動量が測定できなかった。このため斜距離の誤差が大きくなり、結果として主にX軸方向のバイアス誤差が大きくなっている。

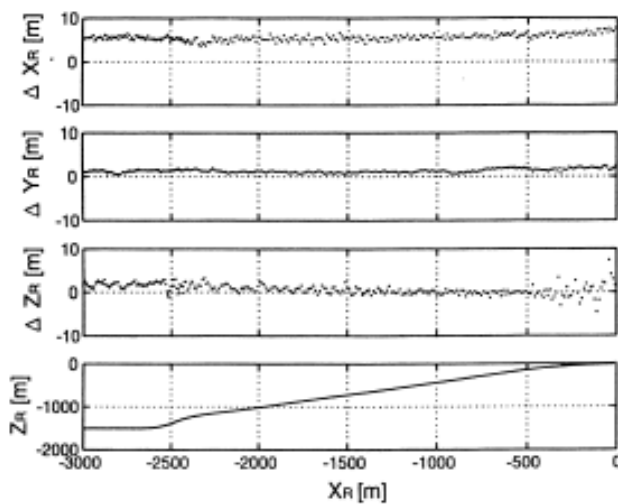


図8.3 測位誤差例 (F101)

表8.4 自動着陸飛行試験での測位精度

分離直後から高度30mまでの精度	目標精度
滑走路座標X方向: 3.5m	10m
Y方向: 1.3m	10m
Z方向: 1.2m	10m

13回の自動着陸実験における精度評価結果を表8.3に示す。バイアスと標準偏差との相乗平均値を測位精度と考え、13回の飛行試験結果を平均すると、表8.4の通りとなる。

この結果から自動着陸実験においても良好な精度で計測が行われていたことが確認できた。しかも13回の自動着陸実験では1回も自動追尾が外れることなく、高い信頼性が実証された。

3) 角加速度の影響の補償効果確認

アンテナの回転には慣性があるため3章で説明したようにデルタ成分により補償している。通常の飛行試験では仰角角速度、仰角角加速度が小さいため、このデルタ成分を加算する効果はほとんどない。しかし自動着陸実験ではこれらが比較的大きくなるため、デルタ成分が本当に必要であるかどうかを評価するために、その効果について確認した。まず、自動着陸実験時の懸吊飛行部分から着陸後まで全体での仰角角速度、仰角角加速度を仰角計測値の差分から求めた。一例を図8.4に示す。仰角角速度は仕様の最大値(25度/s)を遥かに下回っているため、仰角角加速度について注目すると絶対値は分離直後に最大となっていることが分かる。分離付近の仰角計測値を拡大すると図8.5に示すとおりである。細線がアンテナ角度計測値、破線がデルタ成分の補正を行ったトラッキング・レーダによる仰角計測値、太線が基準と

表8.3 自動着陸飛行試験でのバイアスおよび標準偏差

	X方向 (m)		Y方向 (m)		Z方向 (m)	
	バイアス	標準偏差	バイアス	標準偏差	バイアス	標準偏差
F101	5.46	0.62	1.29	0.33	0.68	1.10
F002	0.10	0.81	0.69	0.32	-0.53	0.96
F103	5.34	0.71	0.89	0.63	0.59	1.24
F004	5.92	0.88	1.38	0.46	0.85	1.18
F005	5.14	0.64	0.90	0.47	0.65	1.15
F006	3.34	0.84	1.27	0.36	0.36	1.09
F007	5.02	0.61	1.59	0.49	0.41	1.13
F008	1.71	0.53	1.22	0.35	-0.74	0.84
F009	1.97	0.71	0.81	0.61	-0.09	1.07
F010	-0.15	0.77	0.68	0.75	-1.04	0.98
F011	0.57	1.01	1.24	0.35	-0.34	1.01
F012	5.69	0.91	1.63	0.37	0.22	1.17
F013	3.76	0.80	1.61	0.34	-0.21	0.98
測位精度	3.5		1.3		1.2	

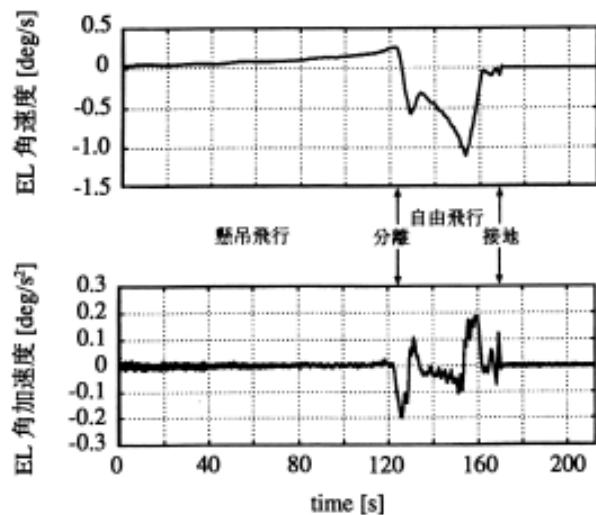


図 8.4 迎角角速度, 迎角角加速度

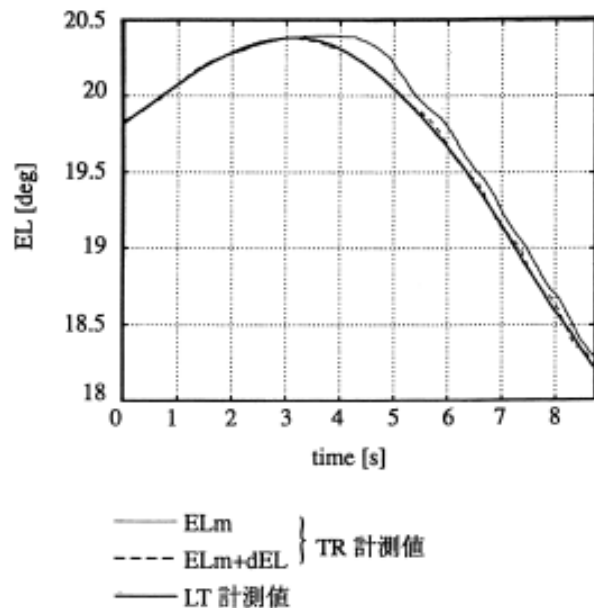


図 8.5 迎角角加速度の影響

なるレーザ・トラッカによる計測値をトラッキング・レーダの位置での仰角に換算したものである。アンテナ角度計測値と比較してトラッキング・レーダ計測値はレーザ・トラッカ計測値に接近しているため、デルタ成分による補正が効果的であることが良く分かる。

9. あとがき

1) 懸吊飛行試験による精度評価の結果, 本トラッキング・レーダで目標精度よりも大幅に高精度な測位が可能であることが判明したため, 本トラッキング・レーダは実時間飛行経路監視装置として十分な性能が確保できることが確認された。バイアス値と標準偏差との相乗平均を測位精度とすると, 滑走路座標 X 方向が 2.4m, Y 方向が 1.4m, X 方向が 1.8m であった。

2) 自動着陸実験による測位精度評価の結果, 本トラッキング・レーダで目標精度よりも大幅に高精度な測位が行われていたことが確認でき, 実時間飛行経路監視装置として有効に使用された。バイアス値と標準偏差との相乗平均を測位精度とすると, 滑走路座標 X 方向が 3.5m, Y 方向が 1.3m, X 方向が 1.2m であった。

3) 13 回の自動着陸実験では 1 回も自動追尾が外れることがなかったため, 高い信頼性が実証された。

4) 低仰角での測位精度の劣化について調べた結果, 仰角計測では仰角 3 度以下から徐々に誤差が増大するが, 1 度程度でも, 有効な追尾が行われていた。方位角, 斜距離計測に関しては低仰角の影響が殆ど見られなかった。

5) 計測生データにデルタ成分を加算して補正計測値とした場合の計測精度向上効果を調べた結果, 有効性が確認できた。

ALFLEX 実験は宇宙往還機 (HOPE) の自動着陸技術の確立を目的として, 航空宇宙技術研究所および宇宙開発事業団の共同研究として行われた。本実験は国内試験の後, 豪州のウーメラ飛行場にて自動着陸が実行された。豪州の実験関係者をはじめ, 実験を支援して下さった多くの方々にお礼申し上げる。

参考文献

- 1) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 小型自動着陸実験 (ALFLEX) システム設計, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1313 (1996)
- 2) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ: 小型自動着陸実験 (ALFLEX), 航空宇宙技術研究所報告 TR-1369 (1998)
- 3) 矢澤健司他: 航空写真による航空機地上追跡用レーダの較正, 航空宇宙技術研究所報告 TR-861 (1985)
- 4) 小野孝次他: 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)
- 5) 井之口浜木他: 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, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1312 (1996)
- 6) 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-, 日本測量協会 (1989)
- 7) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: Proceedings of the ALFLEX Symposium, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-39T (1998)
- 8) Günter Seeber: Satellite Geodesy, Walter de Gruyter (1993)

付録A 事後処理での斜距離補正

小型自動着陸実験ではトラッキング・レーダによる測位データは、飛行経路の監視のために実時間で利用された。しかし実験機から独立した客観的な外部計測装置としてトラッキング・レーダによる測位データは有用であるため、事後処理により測位データの精度を向上させることは意味のあることである。今回の精度評価により、斜距離に依存した測距誤差が明らかになったため、測位データをより高精度にする事後処理補正について検討を行った。

図A.1は斜距離計測誤差の斜距離に対する影響で、バイアス誤差だけでなく距離に比例した誤差も見られる。

本トラッキング・レーダでは、実時間で斜距離を算出する際の電波の伝搬速度として、真空中の光速定義値を用いている。ところが実際には大気の影響により電波の伝搬速度は遅延し、斜距離が過大に算出される。現状では本誤差を実時間で補正する機能はないが、事後処理に使用するために標準空気（1気圧、15度C）中の電波の伝搬速度の推定を行い、斜距離の事後処理用補正式を導いた。大気による伝搬速度遅延は大気の温度、気圧、湿度の変化により僅かに異なるが、真空中との比較という点では、これらの変化による影響は無視できるため、標準空気中の伝搬速度について真空中と比較した。

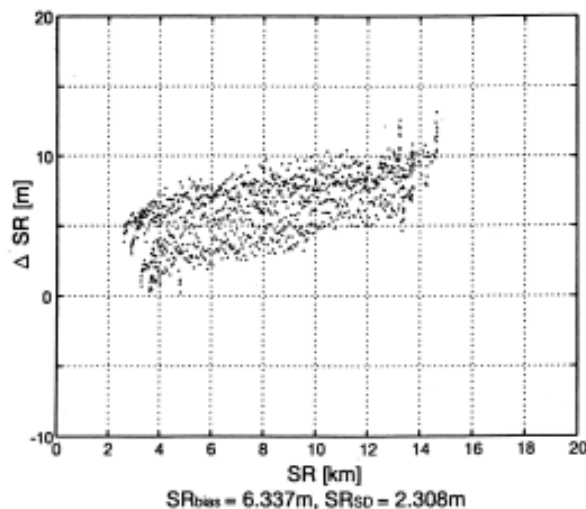
電波は光波と同様に電磁波の一種であり、真空中の伝搬速度は光速と一致する。真空中の光速 (c) としては以下の数値が定義されている⁸⁾。

$$c = 299792.458 \text{ km/s}$$

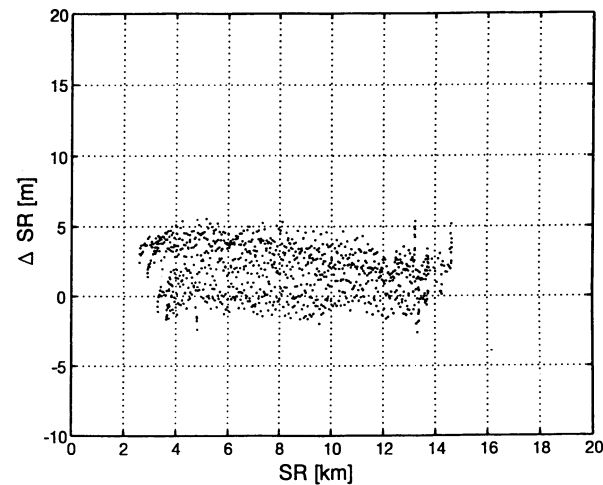
標準空気中の電波の伝搬速度 (V) は、標準空気の比誘電率を ϵ とすると次式により得られる⁹⁾。

$$V = c/\sqrt{\epsilon} = 299631.855 \text{ km/s}$$

大気による伝搬速度遅延補正後の斜距離 (SR) は、計



図A.1 斜距離計測誤差



図A.2 伝搬速度遅延補正

測された斜距離を SR_m とすると以下の式で求められる。

$$\begin{aligned} SR &= (V/c) \times SR_m \\ &= 0.99946 \times SR_m \end{aligned}$$

上式により、C001懸吊飛行試験の斜距離補正值を改めてレーザ・トラッカのデータと比較したところ、図A.2に示す通りとなり、補正前の図A.1と比較して距離に依存する誤差量が低減し、測距精度が向上したことが分かる。飛行全範囲での斜距離の平均バイアス量は、補正前の6.3mから1.8mに低減した。

小型自動着陸実験の場合、以上の補正を行わなくても要求精度を充分満足することができたが、今後トラッキング・レーダを高精度な測位に利用する際、以上の補正により測位精度を向上させることが可能である。

参考文献

- 8) 東京天文台編纂：理科年表（1998）
- 9) 阿部英太郎：マイクロ波，東京大学出版会（1992）

付録B 各種座標変換

データ処理に使用した各種座標系の定義は以下の通りである。

- ・滑走路原点基準局所水平座標系
局所水平座標系の定義を図B.1に示す。基準点が滑走路原点である。
- ・トラッキング・レーダ基準極座標系
図2.1(b)に示す。
- ・レーザ・トラッカ基準極座標系
図2.1(b)に準ずる。
- ・レーザ・トラッカ基準局所水平座標系
局所水平座標系の定義を図B.1に示す。基準点がレーザ・トラッカ設置位置である。
- ・トラッキング・レーダ基準局所水平座標系

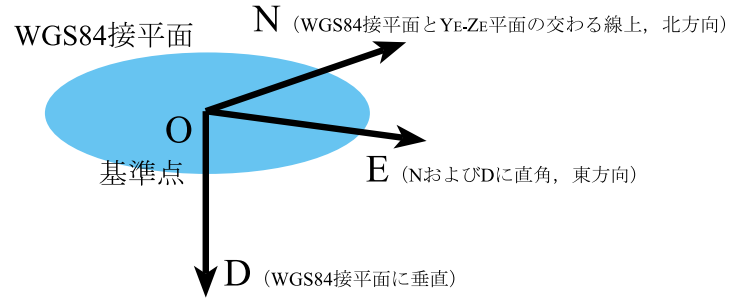


図 B. 1 局所水平座標系の定義

局所水平座標系の定義を図B. 1に示す。基準点がトラッキング・レーダ設置位置である。

- ・滑走路座標系
図 2. 1 (c) に示す。
- ・ECEF 座標系
図 2. 1 (a) に示す。

各種座標変換の式を以下に示す。

1. 固定標的位置の滑走路原点基準局所水平座標系からトラッキング・レーダ基準極座標系への変換

1) 滑走路原点基準局所水平座標系におけるレーダ・トランスポンダおよびトラッキング・レーダの設置位置
レーダ・トランスポンダ (固定標的) の設置位置

$$\begin{aligned} N_{rt} &= -1565.743 \text{ m} \\ E_{rt} &= -705.130 \text{ m} \\ D_{rt} &= -18.622 \text{ m} \end{aligned}$$

トラッキング・レーダの設置位置

$$\begin{aligned} N_{tr} &= -1353.802 \text{ m} \\ E_{tr} &= -396.103 \text{ m} \\ D_{tr} &= -2.397 \text{ m} \end{aligned}$$

レーダ・アンテナの回転中心高さ

$$H_{tr} = -2.287 \text{ m}$$

2) トラッキング・レーダから見た固定標的の相対位置

以下に示す式は滑走路原点基準局所水平座標系上での計算となるため、トラッキング・レーダ基準局所水平座標系とは異なるが、固定標的とトラッキング・レーダとの距離が近く、しかも本計算の目的は精密較正前の初期値を求めることであるにすぎないため、座標変換の誤差は無視した。

$$\begin{aligned} N &= N_{rt} - N_{tr} \\ E &= E_{rt} - E_{tr} \\ D &= D_{rt} - (D_{tr} - H_{tr}) \end{aligned}$$

3) 固定標的のトラッキング・レーダ基準極座標位置

$$\begin{aligned} SR_{rt} &= \sqrt{N^2 + E^2 + D^2} \\ EL_{rt} &= -\tan^{-1}(D / \sqrt{N^2 + E^2}) \\ AZ_{rt} &= \tan^{-1}(E / N) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} SR_{rt} &= 375.0 \text{ m} \\ EL_{rt} &= 2.13 \text{ 度} \\ AZ_{rt} &= 235.56 \text{ 度} \end{aligned}$$

2. 標的位置のレーザ・トラッカ基準極座標系からトラッキング・レーダ基準極座標系への変換

1) 標的位置のレーザ・トラッカ基準極座標系からレーザ・トラッカ基準局所水平座標系への変換

$$\begin{aligned} N_{LT} &= SR_{LT} \times \cos(EL_{LT}) \times \cos(AZ_{LT}) \\ E_{LT} &= SR_{LT} \times \cos(EL_{LT}) \times \sin(AZ_{LT}) \\ D_{LT} &= -SR_{LT} \times \sin(EL_{LT}) \end{aligned}$$

2) 標的位置のレーザ・トラッカ基準局所水平座標系からトラッキング・レーダ基準局所水平座標系への変換

$$\begin{aligned} N_{TR} &= N_{LT} + N_{lt} - N_{tr} \\ E_{TR} &= E_{LT} + E_{lt} - E_{tr} \\ D_{TR} &= D_{LT} + (D_{lt} - H_{lt}) - (D_{tr} - H_{tr}) \end{aligned}$$

$$N_{lt} = -1342.229 \text{ m}$$

$$E_{lt} = -411.003 \text{ m}$$

$$D_{lt} = -2.362 \text{ m}$$

レーザ・トラッカの回転中心高さ

$$H_{lt} = 1.902 \text{ m}$$

3) 標的のトラッキング・レーダ基準極座標位置

$$\begin{aligned} SR_{TR} &= \sqrt{N_{TR}^2 + E_{TR}^2 + D_{TR}^2} \\ EL_{TR} &= -\tan^{-1}(D_{TR} / \sqrt{N_{TR}^2 + E_{TR}^2}) \end{aligned}$$

$$AZ_{TR} = \tan^{-1}(E_{TR} / N_{TR})$$

3. 標的位置のトラッキング・レーダ基準極座標系から滑走路座標系への変換

1) 標的位置のトラッキング・レーダ基準極座標系からトラッキング・レーダ基準局所水平座標系への変換

$$N_{TR} = SR_{TR} \times \cos(EL_{TR}) \times \cos(AZ_{TR})$$

$$E_{TR} = SR_{TR} \times \cos(EL_{TR}) \times \sin(AZ_{TR})$$

$$D_{TR} = -SR_{TR} \times \sin(EL_{TR})$$

2) 標的位置のトラッキング・レーダ基準局所水平座標系から ECEF 座標系への変換

WGS84 座標系での緯度 ϕ 、経度 λ における局所水平座標系から ECEF 座標系への変換行列 Ce を次式とする。

$$Ce = \begin{bmatrix} -\sin\phi \cos\lambda & -\sin\phi \sin\lambda & \cos\phi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\phi \cos\lambda & -\cos\phi \sin\lambda & -\sin\phi \end{bmatrix}$$

ECEF 座標系への変換は次式で表される。

$$\begin{bmatrix} X_E - X_{tr} \\ Y_E - Y_{tr} \\ Z_E - Z_{tr} \end{bmatrix} = Ce_{tr}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} N_{TR} \\ E_{TR} \\ D_{TR} \end{bmatrix}$$

3) 標的位置の ECEF 座標系から滑走路原点基準局所水平座標系への変換

$$\begin{bmatrix} N_R \\ E_R \\ D_R \end{bmatrix} = Ce_R \cdot \begin{bmatrix} X_E - X_0 \\ Y_E - Y_0 \\ Z_E - Z_0 \end{bmatrix}$$

4) 標的位置の滑走路原点基準局所水平座標系から滑走路座標系への変換

$$\begin{bmatrix} X_R \\ Y_R \\ Z_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} N_R \\ E_R \\ D_R \end{bmatrix}$$

$$\psi = 185.816288 \text{ deg}$$