ているが、荷重標定の飛行条件では横操縦として必要な舵角はきわめてわずかであり、ほとんどすべてを GLA に用いることができる。

以上によって、状態変数の帰還ゲインが求められた。実機システムの構成に際しては、測定可能な状態変数への限定をはじめ、機体振動のフィルタ、回路特性改善のための補償回路の挿入等と複雑になってくるが、上述のゲイン設定が骨格となる。

6. あとがき

飛行制御技術としては、狭義に機体制御を行うための技術と、複合化された制御目的を対象とするシステムとしての取りまとめ技術という2つがあるともいえる。前者において、従来の設計法に現代制御理論を加味した展開を推進する必要があるとともに、システム

が高度化されてゆくなかで、後者に対する取組みが重要となり、高効率、高信頼度システムの構築へ深い考慮を払うことが必要であると考えらる。

参考文献

- 1) Flapper, J. A.: L-1011 Flight Control System, AGARD AG. 224, No. 22 (1977).
- 2) Kajawski, B. T.: CCV B-52 Program Results, AGARD CP. 157, No. 14 (1974).
- 3) Brakelock, J. H.: Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley and Sons, New York, 1965.
- 4) Swain, R. L.: A Unique Formulation of Elastic Airplane Longitudinal Equations of Motion, AIAA 77-403 (1977).
- 5) 日本航空宇宙工業会: 民間機用高信頼度能動飛行制御技術システムの研究, 革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書, No. 713 (1983).

—特 集—

電 波 航 法 用 セ ン サ^{*1}

平 島 猷 三^{*2}

Key words: Radio navigation; multipath; VOR; DME; TACAN; MLS

1. ま え が き

航法とはまず航空機が自機の位置を知ることから始まる。電波航法は、電波の基本的特性、直進性と、電波のなかに含まれている位相、振幅、時間、周波数等を測定することによって方位、距離あるいは座標を求めるもので、これまでに多くの電波航法の方式が開発された。これらのうち現用の主要システムの概要を第1表に示す。

本解説では代表的な電波航法の概要とマルチパスに

よる誤差の増大を減少すべく研究されている地上施設の改善と機上装置におけるトラッキングフィルタの採用等による性能向上等について概要を述べる。

2. 各種電波航法用センサ

2.1 長距離航法用

2.1.1 ドップラ・ナビゲータ 地上無線局の援助を受けずに航空機搭載装置単独で自機の位置を知る自立航法装置として開発されたものである。ドップラ・ナビゲータはマイクロ波のドップラ効果を利用して、すなわち、細いビーム(3方向以上)を地表面へ放射し、それからの反射波に含まれるドップラ周波数成分を抽出し、これから航空機の対地速度および偏流角を連続的に求めるドップラ・レーダと、対地速度、偏流角、機首方位から航空機の位置を連続的に計算する航法計算機からなる。

この方式は陸地上空を飛行する場合はとくに問題ないが、洋上を飛行する場合もし海面が平滑な状態になると反射レベルが検出できなくなるため、最近では移動体自身の運動量(加速度)を検出することにより、出発点からの航行軌跡を求める電波を使用しない自立航法装置である INS (Inertial Navigation System)

著 者 紹 介

平島 猷三 (正会員)

昭和3年生。昭和25年、明治工業専門学校電気通信科卒業。同年運輸省航空局に入省。昭和41年日本電気入社、現在に至る。主として航空用電波航法装置の開発に従事。電子

通信学会正員。

^{*1} 昭和57年11月10日、第20回飛行機シンポジウムにて講演。昭和58年11月12日原稿受理 Radio Navigation Sensor

^{*2} 日本電気(株) YUZO HIRASHIMA

第1表 おもな電波航法用システム

システム名	周波数	システム精度	有効通達距離	機能
オメガ	10~14 kHz	昼間 0.5NM 夜間 1 NM	全世界	長航
ロランC	100 kHz	125 ft~0.25NM 3NM	1200NM (地表波) 3200NM (空間波)	長航
NDB/ADF	200~1750 kHz	±5°	10~600NN	短航・長航
マーカー	75 MHz			短航
ILS ローカライザ	108~112 MHz	0.1~0.5°	25NM (±10°) 17NM (±35°)	着誘
VOR	112~117.975 MHz	±3°	100~200NM	短航
ILS グライドパス	328.6~335.4 MHz	0.1~0.2°	10NM	着誘
DME	962~1213 MHz	±0.5NM	200NM	短航
TACAN	962~1213 MHz	±1°, ±0.5NM	200NM	短航
電波高度計	4250~4350 MHz	2 ft または 1~2%	-20~+2500 ft	着誘
MLS (角度)	5031.0~5090.7 MHz	方位 0.076~0.23° 高低 0.1~0.14°	20NM (±40°) 20NM (0~15°)	着誘
ドップラ・ナビゲータ	8800~13500 MHz	0.5~1%		長航

(注) 長航: 長距離航行援助施設, 短航: 短距離航行援助施設, 着誘: 着陸誘導援助施設

に取りかわりつつある。またこのドップラ・ナビゲータとオメガを組み合わせた長距離航法システムも利用されている。

2.1.2 ロランC ロラン (LORAN) は Long Range Navigation から命名されたもので、双曲線方式の長距離航行援助装置の一種であり、特性に応じてロランA, ロランB, ロランCの3種類が開発され現在はロランCのみが運用されている。

ロランは基準となるパルス信号を送信する主局、およびこれと適当な間隔をおいて設置され、かつ主局と同期したパルス信号を送信する二つまたはそれ以上の従局から構成されており、これらの局からの電波の到達時間差を測定することによって位置線（双曲線）を求める。2組の送信局の時間差測定からそれぞれ1本ずつの位置線を求め、2本の位置線の交点が自己の位置となるのである。

ロランCはロランAの有効通達距離の拡大および測定精度の向上を図るため開発されたもので、搬送周波数 100 kHz の LF を使用し、かつグループの各局の搬送波はコヒーレント (coherent) となっている。機上受信機では、主局と従局からのパルス電波の到着時間差を測定して粗い時間差を測定し、また両局からの搬送波の位相差を測定して精密な時間差を測定することにより位置決定の精度を上げている。

ロランCは地上波の範囲が 600~1400 NM と広いのでこれまで主として船舶が利用してきたが、マイクロコンピュータを利用することにより航空機搭載可能な自動ロランC航法装置が実用化されるようになってきたため民間航空機への利用が考えられている¹⁾。

FAA はロランCのエリアナビゲーション* への適合性について飛行試験を行っており、試験結果による

第2表 試験結果 (FAA)

(NM)

	クロストラック		アロングトラック	
	A C90-45A	測定値	A C90-45A	測定値
エンルート	2.5	0.6	1.5	0.2
ターミナル	1.5	0.5	1.1	0.6
アプローチ	0.6	0.5	0.3	0.5

(注) 上記精度は誤差の2倍の標準偏差を示す。

とロランCは FAA のエリアナビゲーションに対する要求精度である AC 90-45 A の要求精度を空港へのアプローチのアロングトラックを除いてすべて満足することが発表されている (第2表)。

日本においても自動ロラン航法装置の開発、試験が行われており、FAA の試験結果とほぼ同様の値が得られている。

2.1.3 オメガ ロランと同様の双曲線航法方式としてオメガ (OMEGA) がある。長距離伝搬する VLF 電波を使用することにより8局の送信局で全世界をカバーするものである。送信周波数としては、10.2 kHz, 11.33 kHz, 13.6 kHz の相互にコヒーレント (coherent) な3波の組合せとなっており、8局があらかじめ定められたタイミングと順序で 10 秒ごとに繰り返してこれらの周波数を時分割で送信する。

* エリアナビゲーション: 従来の航空路の概念は航法地上局 (VOR/DME, NDB) を結んで得られた線であって、航空路の容量はあまり大きくとれない。これを改善するため空域全部を使うという発想でできたのがエリアナビゲーション (RNAV) である。RNAV は VOR/DME, DME/DME, オメガ等の航法信号, INS データ, ヘディング, 電波高度計等からのデータを入力し、空間に適当に設けられた点 (way point) を結ぶ RNAV ルート上を飛行する航法をさす。

機上では少なくとも二つの送信局からの 10.2kHz の位相差を測定することにより双曲位置線 (LOP) が求められる。零位相差と零位相差の間をレーンと呼ぶが、11.33kHz および 13.6kHz はレーン識別用として利用される。航空機用受信機は計算機で、測定した各 LOP の局識別、レーン識別および伝搬補正を行い、緯度・経度に変換し表示するものである。

1982年8月からオーストラリアの局が運用を開始しており、正規の8局による運用に入った。

オメガに使用されている電波は、VLF 帯で波長がきわめて長いために、長い伝搬距離ではそのエネルギーの大部分は、大地と電離層 (D層) との間の空間を導波管とみなす管内波として伝搬すると考えられるが、非常に複雑で、電離層の状態、大地の導電率、地磁気などの影響をうけて電波伝搬特性が季節的に変動するので、伝搬速度一定として求めた場合に対して補正が必要となる。これらの補正は各オメガ局について空間波補正表の形で提供されており、これにより行っているが、測位精度はこの表の精度に大きく依存する²⁾。

2.2 短距離航法用

2.2.1 NDB (Non-Directional Beacon)/ADF (Automatic Direction Finder) NDB は中波帯を使用し、地上局から放射される電波には局符号のみを付しただけであり方位情報は含まれていない。機上には ADF を搭載し、機首方向と地上局とのなす角度を RMI (Radio Magnetic Indicator: 無線磁方位計) 上に表示し、パイロットは常に角度が“0”になるように飛ばせばその局の直上に到達するわけである。しかも中波帯を使用するため電波は地表波伝搬によりかなり長距離まで到達するのでその開発の当初から現在に到ってもなお世界のほとんどの国で使用されている。しかし NDB 方式の限界は風による偏流に対する補正は直接得られないため、気象データが得られない場合、かなりの Cross Track Error (CTE) を生ずる。また中波帯によるため、山岳等からの反射による誤差、雷や夜間波による誤差も生ずる。今後とも開発途上国や空港周辺の狭い範囲での運用に使用されるだろう。

2.2.2 VOR (VHF Omnidirectional Radio Range) VHF 帯 (112~118 MHz) で運用され、航空機に VOR 局より見た航空機の磁北に対する方位情報を提供するものである。VOR は全方位で一定の位相を有する基準位相信号と受信位置の方位により位相の変化する可変位相信号とを送信し、これらの信号を機上 VOR 受信機で受信し、これら二つの低周波信号の位相を比較することによりその位相差から地上局に

対する磁方位を求めるものである。

VOR は連続波を使用しているので地上局周辺の障害物や海面、山岳などの地形によるマルチパスによる誤差を生じやすいため、地上局設置位置の設定には十分考慮を払う必要がある。

また、この誤差を少なくするための解決法の一つとして、ワイドアパーチャのドップラ VOR (DVOR) が開発され運用されている。

上述の電波障害予測のため、運輸省電子航法研究所では電算機シミュレーション、スケールモデル実験、飛行実験等各種の手法により研究を行い、定量的な予測法を開発している³⁾。

VOR, 反射体, 航空機が第1図に示す配置にあるとき、誤差は次式で表わされることを計算と実験により明らかにし、この式による電算機プログラムを開発したものである。

(1) C-VOR 反射・回折誤差 S_C

$$S_C = \pm \tan^{-1} \left\{ \frac{A \sin(\theta_0 - \theta_1)}{1 + A \cos(\theta_0 - \theta_1)} \right\}$$

(2) D-VOR 反射誤差 S_{DR}

$$S_{DR} = \pm \tan^{-1} \left\{ A \cdot J_1 \left(32 \sin \frac{\theta_1 - \theta_0}{2} \right) \cdot \sin \frac{\theta_0 - \theta_1}{2} \right\}$$

(3) D-VOR 回折誤差 S_{DD}

$$S_{DD} = \pm \tan^{-1} \left\{ \frac{A}{8} \cdot J_1 \left(32 \sin \frac{\theta_1 - \theta_0}{2} \right) \cdot \sin \frac{\theta_0 - \theta_1}{2} \right\}$$

ただし、 A は受信点での妨害信号波 E_R と希望信号波 E_D との比を示し、 $J_1(X)$ は第1種第1次のベッセル関数を示す。

また、C-VOR と D-VOR をほぼ同じ位置 (第2図) に設置した飛行実験も行っており、反射誤差の軽

第1図 誤差計算説明図

θ_0 : VOR からみた航空機の磁方位, θ_1 : VOR からみた反射板の磁方位

第2図 仙台 VOR 実験位置図

第3図 仙台 C-VOR 反射誤差

第4図 仙台教育用 D-VOR 反射誤差

減に対して D-VOR が効果的であることが示されている。すなわち第3図の C-VOR の最大誤差約 10 度に対して、第4図の D-VOR では約 0.4 度と比べて小さくなっている。

2.2.3 DME (Distance Measuring Equipment)
航空機に DME 地上局からの距離情報を提供するものであり、後述する TACAN 装置の距離システムを独立して、1960 年 ICAO (国際民間航空機構) の標準方式として採用されたものである。

DME システムは、航空機が搭載している DME 機上装置 (インタロゲータ) と DME 地上装置 (トランスポンダ) とから構成される一種の二次レーダ方式であり、距離測定はパルス信号が 2 点間を往復する時間を測定することにより行われる。

DME はパルス電波を使用しているため、対マルチパス特性は前述の VOR 等の連続波を使用したシステムに比べ良好であるが、最近のトランスポンダではエコー抑圧機能を設けているものもある⁶⁾。インタロゲータからの質問信号は、トランスポンダのアンテナに到達する際に地上局周辺の障害物による多重反射の影響を受け、トランスポンダで誤ってデコードされ、応答パルスのタイミングが動きそのため結果としてインタロゲータで測定誤差が発生したり、あるいは特定の地域においては数 NM から十数 NM 以上、正規の距離と異なる異常指示の問題が発生することが知られている。これを防止するためトランスポンダでは第1パルスデコーディングとエコー抑圧回路の組合せによりこの影響をなくしており、また機上装置では第1パルスデコーディングおよび $\Delta D/\Delta t$ の係数を求めるこ

とによりデータの予測等を行い、マルチパスの影響を除去している⁶⁾。

2.2.4 TACAN (Tactical Air Navigation) 極座標 ($\rho-\theta$) 方式の航法システムで航空機に TACAN 地上局に対する 2 次元の座標を与えるものであり、VOR/DME と同様 VORTAC として広く運用されている。距離測定機能は DME の機能とまったく同様であり、方位は常時地上局から発射される正弦波パルス振幅変調成分と方位基準信号とで位相測定を行い求める。

この TACAN も VOR, DME と同様に周辺の建造物によるマルチパス障害が出ている。この対策として地上局アンテナをシャープ・カットオフ特性とした TACAN アンテナが開発されている^{6,7)}。この障害の原因は TACAN アンテナの垂直面パターン特性により低仰角において地上反射のローピングにより切れ込みを生じ、同時に航空機の方位以外の方向に存在する障害物からの反射信号が生ずる。航空機が直接受信する信号が有する方位情報と障害物方向への方位情報とは通常異なっている。もし直接波信号レベルがローピングにより急激に低下した場合障害物からの反射信号が優勢となるため障害物の方向の方位情報を求めることになる。

この対策として主に次の方法が一般に適用されている。

- 1) 地上アンテナの垂直面内特性を改善する。すなわちシャープ・カットオフ特性とする。
- 2) VOR 受信機と同様に機上装置に方位トラッキングフィルタ機能を付与する。

第5図は現在開発されているシャープ・カットオフ特性を有する電子走査 TACAN アンテナと従来型アンテナの垂直パターン特性を示す。

2.3 進入着陸用

2.3.1 ILS (Instrument Landing System) 空

第5図 垂直パターン特性

港への進入経路の空間に電波により降下路を形成し、この降下路に沿って航空機を誘導するものである。ILSの地上施設は滑走路中心延長線からの水平面偏移情報を与えるローカライザ、降下路角からの垂直面偏移情報を与えるグライドパスおよび滑走路端からの規定距離情報を与えるマーカから構成される。マーカビーコン（通常はアウター・マーカ）の代りに、ローカライザまたはグライドパスに併設される TDME (Terminal DME) が使用されることもある。

ILS は VOR と同様に空港内外の建物および地形の影響を受けやすいため、各空港内外の周囲状況を調査し電波障害に対する予測を行い、設置場所およびシステムの選定を行っている^{8,9)}。

グライドパスのアンテナ方式は全世界ほとんど地面反射を用いたイメージアレイが使用されている。このためアンテナが正常な特性を発揮するためにはアンテナ前面約500mは平坦であるべきであるがこれを満足する空港はせいぜい30%でありアンテナが十分機能しない。また、進入路方向に山あるいは大型の建造物がある場合それからのマルチパスによりコースの直線性が著しく損なわれる。これを改善するためMアレイあるいは二周波方式のグライドパスアンテナが開発され、コースの曲りを1/3~1/5に減少し十分な性能を得ている。

ローカライザの場合滑走路片側あるいは両側に存在するハンガその他の建造物からのマルチパスによってコースの曲がりが生ずる。これには大型のアンテナとしコース方向へのビームをしぼるとともに二周波方式ローカライザを併用することにより所望の方位方向のサービスエリアを提供している。

第6図 MLS 覆 域

第7図 測 角 原 理

第8図 測 角 誤 差

2.3.2 MLS (Microwave Landing System) ILS のマルチパスによる問題点を解決し、増大する航空交通量に対応し、かつ航空安全や航空効率を改善する次世代の精密進入誘導装置として1978年 ICAO により TRSB (Time Reference Scanning Beam) 方式 MLS が標準方式として採用された。

MLS は第6図のように広い覆域にわたって精密な三次位置情報を提供するもので将来航空機のレベルアップにより曲線進入等高等な進入方式をも可能とするシステムである。

MLS 地上装置の基本構成は垂直方向に広く水平方向に狭いビームを左右に往復走査することにより方位角情報を与える方位誘導装置、水平方向に広く垂直方

向に狭いビームを上下に往復走査することにより高低角情報を与える高低角誘導装置、滑走路や施設の識別、滑走路状況等進入着陸するのに必要な Basic data words の送信手段(実際には方位誘導装置に組み込まれる)および高精度 DME からなる。機上装置としては地上装置から送信される角度情報、データ等を受信し解読表示する MLS 受信機と測距を行う高精度 DME インタロゲータがある。

MLS の測角原理を第7図に示す。ビーム幅の狭いファンビームを一定角速度で往復走査し、航空機で受信される TO, FRO 両パルスの時間間隔を測定することにより方位角あるいは高低角を得るものである。この測角方式はパルス幅が変わっても測角値が変わらな

MLS EVALUATION TESTS

FLIGHT NO. 012075 +3.0 DEG CENTER LINE

第9図 PFE データ

MLS EVALUATION TESTS

FLIGHT NO. 012075 +3.0 DEG CENTER LINE

第10図 CMN データ

という特長がある。

日本においても昭和53年からMLSの技術評価装置の試作およびその性能試験のための野外評価試験が行われ、MLS実用化に向け各種データを得、MLSが高精度であることが確認されている。

この試験における高低誘導装置の精度試験結果を紹介する¹⁰⁾。MLSの測角誤差は航空機のコースに影響を与える周波数成分のPFE(Path Following Error)と航空機の姿勢に影響を与える周波数成分のCMN(Control Motion Noise)とに分離して定義されているが、センターラインアプローチ進入角3°のときのデータ(第8図)からPFEとCMNの値は第9図および第10図に示すように十分な余裕をもって満足する結果が得られている。

参考文献

- 1) 脇 健, 西川龍治: 航空機用ロラン受信機の自動化と受信結果について, 信学研, SANE 81-34 (1981), pp. 1-7.
- 2) 脇 健, 浜口忠夫: 航空機用オメガ航法装置の現状

- について, 信学研, SANE 82-38 (1982), pp. 23-30.
- 3) 川田輝雄: VORの設置位置の選定について, 信学研, SANE 80-16 (1980), pp. 1-8.
- 4) 鶴沼英男, 岩城正美, 岡本 修, 西村貴志: VOR/DME装置, NEC 技報, 36(1) (1983), pp. 36-44.
- 5) Cusick, D. R.: A Microprocessor-Based Precision DME Interrogator for the Microwave Landing System, IEEE 1982 CH 1768-1/82/0000/0063\$00.75 pp. 63-71.
- 6) 北野宏久, 小野寺源一, 伊藤信一, 鶴沼英男, 山崎次雄, 桑原義彦: 電子走査 TACAN 空中線 (その1) 現行空中線と基礎開発, 信学研, SANE 81-49 (1982) pp. 25-32.
- 7) 小塩立吉, 小野寺源一, 鶴沼英男, 桑原義彦: 電子走査 TACAN 空中線 (その2) 全体試作とフィールド試験, 信学研, SANE 82-4 (1982), pp. 25-32.
- 8) 藤井直樹, 川田輝雄: 2周波グライドパスに及ぼす建造物地形の影響について, 信学研, SANE 80-17 (1980), pp. 9-16.
- 9) 小林 正, 谷口司朗, 岩城正美, 大信田直人: ILS, NEC 技報, 36(1) (1983), pp. 45-53.
- 10) 小塩立吉, 小林 正, 黒田啓一, 開沼 聡: マイクロ波着陸システム (MLS), NEC 技報, 36(1) (1983), pp. 54-57.

—特 集—

多重センサ^{*1}

相 原 哲 夫^{*2}

Key words: Position sensor; pressure sensor; inertial sensor; skewed sensor array

1. ま え が き

輸送機の飛行制御用センサには温度、圧力、流量、加速度、速度、角速度および姿勢角センサなど種々のものがあり、いずれも機能上重要な役割を果たしている。従来このようなセンサ出力はアナログであったが、近年マイクロプロセッサの発達により、飛行制御システムはアナログシステムからデジタルシステム

に急速に移行しつつあり、センサ出力もまたデジタル化の傾向にある。安全な運航のために信頼性の高いセンサが要求されるとともに制御システムは一般に多重化されてフェイル・オペレーティブが要求される時代になってきている。そこで飛行制御に使用されているおもなセンサの種類と作動原理および性能諸元について述べるとともに、将来の民間航空機で採用されると思われるデジタル能動飛行制御システム用多重センサの概要について述べる。

2. 飛行制御用センサ^{1,2)}

飛行制御用センサを大別すると第1表に示すように①操舵量センサ、②エアーデータ用センサ、③運動状態量センサに分けられる。またその取付場所を第1図に示す。

2.1 操舵量センサ 操縦桿やアクチュエータの位置や角度を検出するポジションセンサとしてリニアバリアブルディファレンシャルトランスフォーマ

著 者 紹 介

相原 哲夫

昭和18年生。山形県出身。昭和42年山形大学工学部精密工学科卒業。同年東京航空計器(株)入社、現在に至る。AFCS用センサ類の設計、ジャイロ機器の設計等に從事。

^{*1} 昭和57年11月10日、第20回飛行機シンポジウムにて講演。昭和58年11月12日原稿受理 Multiple Sensor

^{*2} 東京航空計器(株) Tetsuo Aihara