

機上ドプラレーダ

岡 田 實

Airborne Doppler Radar

By

Minoru OKADA

Abstract: This paper is prepared as an introduction to other papers presented in this issue, which describe some results of our works concerning "The Airborne Doppler Radar Systems".

First, reasons are explained why we have taken up "The Airborne Doppler Radar Systems" as the theme of our research works; that is, necessity of so-called self-contained navigation aids to modern air navigations, and of the improvements of their velocity sensors are examined.

The principle of the Doppler effect, and methods of its application to the airborne Doppler radars as a velocity sensor are described. Then, we picked out problems to be solved for realizing the best velocity sensor.

The objects, the history, and the results of our works obtained before August 1961 are summarized here, too.

Our works started at September 1957, when nothing was informed about the results obtained in other countries. About three months later, the first paper of Mr. F.B. Berger appeared in the Transaction of I.R.E. became available for us. Since then, many papers were reported, and some of them were, of course, very useful for our works. However, our works are quite unique, and our results obtained are original ones, we believe.

We sincerely hope that these works may contribute to the future progress of the airborne Doppler radar systems.

概 要

本文は、機上ドプラレーダ方式に関する筆者等の研究について述べた本集報に記載されている他の論文の序論とも言うべきものであって、およそ次のような内容からなっている。

筆者等がなぜ機上ドプラレーダ方式を研究の対象として取り上げたかという理由が説明してある。すなわち、現代の航空に対していわゆる自立航法装置の開発が必要なこと、従来の自立航法装置は、速度測定のスensorsの精度が低いために、もはや今日の用をなさないことが検討してある。

ドプラ効果の原理と、それを速度測定のスensorsに応用する方法を述べ、続いて、機上ドプラレーダを実現するために研究を要するおもな事項を摘出し説明してある。

そして、筆者等の研究について、研究の目的、研究の経過および本年8月までに得られた研究成果の概略が述べてある、

筆者等が研究を開始したのは昭和32年9月であって、当時は他所で行なわれていた研究については一切知ることが出来なかった。その後、それから約3ヶ月後に入手した I. R. E. の Transaction に F. B. Berger 氏の最初の論文が出たのを皮切りとして、幾つかの論文が発表された。もちろんその中のあるものは筆者等の研究に役立った。しかし、筆者等は全く独自の方法、独自の考え方で研究を進めたのであって、筆者等の得た研究の成果は多くの考案を含む独創的なものであるということが出来る。

筆者等は、過去において行なった研究また現在進めつつある研究が、機上ドプラレーダ方式の将来の発達を促進する一助となることを心から期待している。

目 次

1. 自立航法装置の必要性	4.1 研究の目的
2. 自立航法装置	4.2 研究の経過
3. 機上ドプラレーダ	4.3 研究の成果
3.1 歴史	5. 機上ドプラレーダの今後の見通し
3.2 動作原理	
3.3 研究を要する諸点	謝 辞
4. 機上ドプラレーダに関する筆者等の研究	文 献
	附 記

1. 自立航法装置の必要性

目視飛行が不可能な場合にも安全に目的地に航行出来るためには、(1) 現在位置、(2) 現在の速度(方向と速さ)、(3) 正しい径路をたどるために必要な操縦の修正量を常に知る必要がある。

これを可能ならしめるものが航法装置であって、現在最も広く利用されているのが電波を利用した各種の装置である。

Non-directional Radio Beacon, Radio Range, VOR (VHF Omni-directional Radio Range), TACAN (Tactical Air Navigation System), Decca, (以上短距離用), Loran-A, Dectra, (以上長距離用) 等がそれであり、現在開発中のものに Loran-C, Omega, (いずれも長距離用) 等がある。

これらに共通した特徴はいずれもなんらかの形で地上の設備に依存していることである。しかもその主体が、ADF (Automatic Direction Finder) の相手局である Non-directional Radio Beacon を除くほかは、すべて地上設備にある。そしてこれらによって一次的に得られる量は、地上設備からの方位角、方位角と距離、あるいは地上設備から発射される電波によって作られる位置線(line of position)、から求められる現在位置である。

これらの装置の主体が地上設備にあるということは、出来るだけ航空機側に負担をかけないで同一目的を達しようと工夫されて来た結果である。

これは現在までの所、短距離用装置に対しては一応成功しているが、長距離用装置に対し

ては、1953年に開催された ICAO (International Civil Aviation Organization) の会議において定められた所要条件 (附録参照) を満たすものが未だなく成功していない。

地上設備に依存するこれらの方式は長距離用として次の諸点に難点がある。

(1) VOR, TACAN 等のごとく位置の決定に定地点からの方位角を利用する方式は、機上装置が簡単になるという長所があるが、距離に比例して誤差が大きくなるために長距離用には適さない。(VOR は超短波, TACAN は極超短波を使用し、はじめから見通し範囲内だけで使うものとして作られている。)

従って長距離用装置は双曲線等の位置線から位置を決定する方式となるが、そのために機上装置が相当複雑となる。

(2) 空間波が混在すると、地表波だけについて測定した場合に比較して確度が一桁以上悪くなる。従って出来るだけ地表波の減衰が少なく、空間波の妨害が遠距離ではじまる低い周波数の電波を使いたい。しかし一方低い周波数の電波は空中線の能率が下がるために大電力を必要とする。しかも高い周波数の電波のように広帯域の変調が出来ないために、その電波によって伝達し得る情報量が減ることと、空電による信号対雑音比の劣下が著しいことのために測定の確度が下がる。この相反する二つの条件から、例えば現在最も有望視されている Loran-C では 100 kc 前後の電波を使用して、空間波の混入する遠距離 (直接波と空間波の電界強度がほとんど同じになる距離は海上の場合昼間約 600 哩, 夜間約 400 哩, 陸上の場合昼間約 400 哩, 夜間約 350 哩) においても、地表波と空間波の僅かの到達時間差 (約 30 μ s) の間を利用して、地表波だけによる測定を行なう工夫をしている。そのために装置が益々複雑となり、未だ航空機用としては重量、容積共大きすぎる状態にある。

(3) 伝播路上の温度および湿度の相違によって電波の速度が変わることは位置線を利用する方式の確度に限界を与える。

以上の諸点が実用上支障ないまでに改善され、あるいは実用上支障のない限界にあるとしても、なお次の諸点を考慮する必要がある。

(4) 有効範囲はまず 2,000 哩以内と考えられる。従って世界中の空域をおおうように置局することは不可能である。

(5) 一時的に得られる量が現在位置であると言うことは、現在の速度および操縦の修正量を得るのに最適ではない。

もし地上の設備に全く依存せず、機上の装置だけで事足りるいわゆる自立航法装置 (self-contained navigation aids) の小型軽量でしかも確度の高いものが出来れば、以上の難点を有する従来の航法装置 (ground based navigation aids) に勝るものとなり得ると考えられる。

これが、今日の航空に対する自立航法装置の必要性を筆者が強く認めた最大の理由である。

2. 自立航法装置

自立航法装置の基本的な構成は、(1) sensor (例えば air speed), (2) reference (例えば magnetic heading reference), (3) computer および (4) なんらかの形の display から成り立っている。

自立航法は決して新しいものでなく、推測航法 (dead reckoning navigation) と呼ばれ、前述の各種電波航法装置の生れる以前からのものである。例えばある既知の地点から航行し、air-speed, 風速, 風向および機首方位 (heading) 等機上で得られるデータによって、飛行径路および現在位置を計算して出すというようなことは古くから行なわれて来た。これが自立航法装置という形にまとめられてからも相当の年月が経っている。しかし在来のものは、air-speed 表示器, 偏流照準器および風に関するデータの確度が悪いために非常に確度の低いものである上に、結果を出すのに時間がかかった。

装置全体すなわち方式 (system) の確度はその構成部分の確度で定まり、最も低い確度の構成部分によって方式の確度がおさえられる。

在来方式では、air-speed sensor の確度の低さと、風に関するデータの不確実さにもとづく最大誤差 (95% 確率) が 10~15% にも上り、これが決定的要素となって、比較的良好な状態でも飛行距離の 4% 程度の誤差のあることが知られている [8]。

他の構成部分の最大誤差 (95% 確率) は、heading reference に関しては gyro-magnetic heading reference の場合約 1.2%, computer に関しては analog computer の場合約 0.5%, digital computer の場合約 0.15% である。

従って直接航空機を正確に測ることが出来る新しい sensor が得られれば誤差を一挙に少なくすることの可能なことがわかる。更に計算を含む全システムを自動化すれば、瞬間瞬間の値をしかも連続的に得ることが出来、在来方式の欠点を一掃することが出来るであろう。

3. 機上ドプラレーダ

3.1 歴史

ドプラ効果 (Doppler effect) は音波同様電波に対しても起るということが 1938 年米国において初めて実験によって証明されたが、戦後数年してこれを航法用として航空機を測ることに利用するという考えを W. J. Tull と J. J. Hilbert [1] が出している。

これは先に述べた自立航法装置の sensor として極めて有望なものと考えられる。

しかし発表されている内容はその可能性を示してはいるが、これを実用装置にするには極めて多くの問題の残されていることも示唆している。

米国および英国においては直ちにその研究に着手し、その結果数種の装置が試作され、その実用化に非常な努力が払われることになった模様であるが、1957 年 9 月筆者等がこの研究に着手した当時は未だ一切が軍秘密として発表されていなかった。

その後軍秘密が一部解除されたとみえて、I. R. E. の Transaction 等に研究結果が逐次発表されるようになり、筆者等の研究に少なからず参考になったが、いずれも原理的概説的なものであって、詳細は相変わらず知ることが出来なかった [2]~[7]。

3.2 動作原理

機上ドプラレーダの動作原理は一見極めて簡単である。

すなわち、機上から地表面に向って周波数 f_i の電波を鋭いビーム状に発射する。地表面から反射し機上で受信される電波の周波数 f_r はドプラ効果のために $f_i + f_a$ となる。 f_a は

Doppler shift であって、ドプラ方程式と呼ばれる次式で与えられる。

$$f_d = \frac{2Vf_t}{c} \cos \gamma \quad (3.1)$$

ここに V : 航空機の世界度 ($V \ll c$)

c : 電波の世界度 (3×10^8 m/s)

γ : 航空機の世界度ベクトルと電波のビームの方向との間の角度

である。

ビームの発射方向は空中線系によって定まる。従ってビームの発射方向を既定する量 (ビームベクトル) は空中線系に固定した座標系 (ξ, η, ζ) によって表わすのが便利である。

今ビームベクトル B の方向余弦を B_ξ, B_η, B_ζ , 速度 V の各分力を V_ξ, V_η, V_ζ とすれば, (3.1) 式は次の通りに表わされる。

$$f_d = \frac{2f_t}{c} \vec{V} \cdot \vec{B} = \frac{2f_t}{c} [V_\xi B_\xi + V_\eta B_\eta + V_\zeta B_\zeta] \quad (3.2)$$

従って, c は既知, f_t および B_ξ, B_η, B_ζ は予め知ることが出来る値であるから, \vec{V} (V_ξ, V_η, V_ζ) を求めるには, 異なる方向に3本以上のビーム $B_1, B_2, B_3 \dots$ を出し, それぞれについて Doppler shift $f_{d1}, f_{d2}, f_{d3} \dots$ を測ればよいことがわかる。

この原理を航法に利用するのに最も一般的な形は, 先に述べたように, 航空機の対地速度 V_g (\vec{V} の水平面分速度) と偏流角 δ , あるいは V_g の機首方向分力 ($V_g \cos \delta$) と横方向分力 ($V_g \sin \delta$) を知ることである。それには別になんらかの方法で地表面 (水平面) に垂直な方向と, 機首方向とが与えられる必要がある。

もしも空中線系が航空機に固着されているとすると, ξ, η, ζ は航空機に対して固定されることとなり, 垂直方向の基準から航空機の roll 角と pitch 角が与えられると, V_g および δ が求められる。このように航空機に空中線系を固着し, f_d と垂直に関するデータ (roll 角と pitch 角) とから V_g, δ 等を計算によって求める方式を data stabilization system と呼ぶ。

もしも空中線系を, 航空機に固着させず, roll 角および pitch 角のデータを利用して, 水平面に対して安定化させる (例えば航空機の運動に関係せず $\xi\eta$ 面を水平面に, ζ を垂直方向に一致させる) ことが出来たとすると, 計算が非常に簡単になる。

いずれの場合にもビームは Fig. 1 のように座標軸に対して対称的に出すのが常識的であ

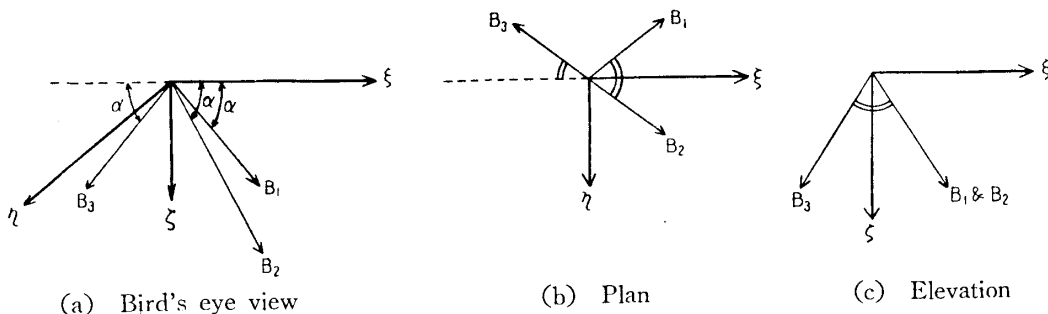


Fig. 1. Beam configuration

る。この場合に V_g の方向が ξ と一致すると B_1, B_2 および B_3 による Doppler shift f_{a1}, f_{a2}, f_{a3} の間には, $f_{a1}=f_{a2} \doteq -f_{a3}$ という関係が成り立つ (水平飛行の場合には $f_{a1}=f_{a2} = -f_{a3}$)。

従って空中線系を水平安定化した上, 垂直軸の回りに回転させることが出来る構造にして, 常に $f_{a1}=f_{a2}$ になるように制御すれば, V_g の方向は ξ 軸の方向となるから偏流角 δ を直読することが出来, また V_g と $B_1, B_2, (B_3)$ との間の角度は ξ と $B_1, B_2, (B_3)$ との間の角度 $\alpha, (\pi-\alpha)$ に等しいから不変な既知の値となり, $f_{a1}=f_{a2}=2V_g f_i \cos \alpha/c, (f_{a3} = 2V_g f_i \cos(\pi-\alpha)/c = -2V_g f_i \cos \alpha/c)$ から直ちに V_g の大きさが計算出来る。このように空中線系を水平安定化した方式を antenna stabilization system と呼ぶ。この場合 $f_{a1}=f_{a2} = -f_{a3}$ であって, $f_{a1}-f_{a3}=2f_{a1}$ となるから, f_{a1} の代りに $f_{a1}-f_{a3}$ を, 同様に f_{a2} の代りに $f_{a2}-f_{a3}$ を測ってもよい。米国で Janus 方式と呼んでいるのがこれである。

実際に航法に必要な対地速度はこのようにして求められた ξ, η, ζ 座標系によって表わされた V_g ではなくて, 原点を同じくし, 例えば水平面を xy 面, それに直角な方向を z 軸, 真北の方向を x 軸とするような地球に関連して定まる座標系 (x, y, z) によって表わされる V_g である。従って ξ, η, ζ 系から x, y, z 系への座標の変換が必要であって, そのためには roll 角と pitch 角から得られる z 軸と ζ 軸との関係以外に, gyro-magnetic compass 等によって与えられる機首の方位角 (azimuth) が必要である。

3.3 研究を要する諸点

3.3.1 地表面から反射して来た電波 (受信波) によってもたらされる情報 (Doppler shift) の性質

地表面から反射して来た電波によってもたらされる情報すなわち Doppler shift が, 3.2 に述べたような簡単な単一周波数でないということは, 次のような考察からも容易に予想することが出来る。

(1) ビームの幅とスペクトラムの広がり

前節 (3.2) の説明では電波のビームを非常に狭く 1 本の線として取り扱っている。しかし実際のビームには幅 (広がり) がある。ビームの幅は電波の周波数と空中線の開口面積とに反比例する。

電波の周波数には実用上の限界がある。また航空機に搭載する空中線にはその大きさに自ら制限がある。

今最も妥当な値として電波の周波数を約 10,000 Mc, 空中線の開口径を 50 cm 以下と考えると, ビームの幅を 3 dB down の点で $\pm 1.5^\circ$ (全幅 3°) 以下にすることは実用上困難である。

このようにビームに幅があることは, (3.1) 式の γ に広がりがあることであるから, 当然 f_a は単一周波数でなく広がったスペクトラムをもつことになる。

(2) 受信波の性質

航空機から発射された電波が地表面から反射されて再び航空機で受信された時に Doppler shift があるという事実から, 電波を反射する面が均一な性質の反射面で反射点が航空機の対地速度と同じ速度で移動するようなものでないことがわかる。言いかえると反射は地表面

にある散乱体があたかも一つ一つ送信源であるごとく電波を送り返すことによって起されていると考えられる統計的な性質のものと考えられる。

従って (1) に述べたビームの幅から来るスペクトラムの広がりと一緒に考えて場合、地表面から反射して来た電波によってもたらされる情報 (Doppler shift) は Fig. 2 に

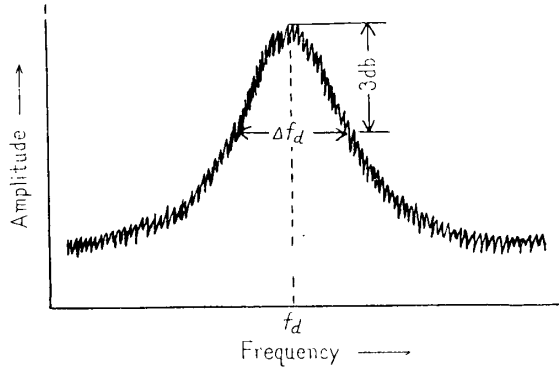


Fig. 2. Typical Doppler spectrum

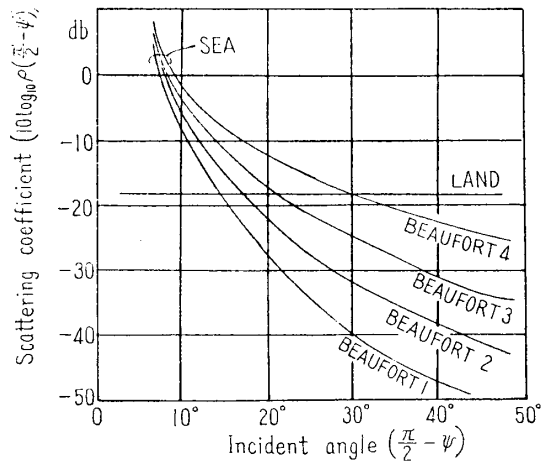


Fig. 3. Scattering coefficient of land and sea (at X-band)

ば、地面の空中線方向の反射係数が $\rho(\pi/2-\psi)$ のとき、受信電力は次式で与えられる。

$$P_{ar} = \frac{A_e}{2\pi R^2} \cdot P_{at} \cdot \rho\left(\frac{\pi}{2} - \psi\right) \cdot L_u \quad (3.3)$$

ただし $R = h \sec \psi$, L_u は空中伝播中における雨、雲などによる損失である。

Doppler shift の測定確度を上げるためには送信周波数を出来るだけ高く選びたい。しかし実用上利用出来る周波数には限界があって、実際には 10,000 Mc 前後が利用されることは 3.3.1 (1) に述べた通りである。その限界は主として、持続波を相当の電力で発生し得る電子管と、電波の空中伝播中の損失から生ずる。

反射波の強度は必要な信号対雑音比を左右する重要な因子であるから、理論的にも実際的にも色々な場合について研究しておく必要がある。

示すような形の雑音性の周波数スペクトラムと考えられる。

しかし Doppler shift の性質は、機上ドプラレーダによる速度測定の確度を決定する最も重要な事項であるから、理論的にもまた実際的にも出来るだけ深く究明しておく必要がある。

(3) 海面からの反射

陸上では電波の入射角によって反射波の強さはほとんど変わらないが、海上では海面が平穏であればあるほど電波の入射角によって非常に反射波の強さが変わることが知られている [4]. (Fig. 3 参照)

ビームに幅があるということは、電波が海面に当たる際の入射角に幅があるということになる。そのために海面反射の場合には Doppler shift のスペクトラムが歪み、中心周波数が陸上の場合よりも低い方に偏る。このために生ずる誤差を sea bias error と言う。

(4) 受信波の強度

高度 h の航空機から伏角 ψ で電力 P_{at} のビームが輻射され、その反射波を有効開口面積 A_e の空中線で受信するものとする

3.3.2 各種の方式

(1) data stabilization system と antenna stabilization system

3.2 に述べたように空中線系に関しては、空中線系を航空機に固定する方式 (data stabilization system) と空中線系を水平安定化し、かつ垂直軸の回りに回転出来るようにする方式 (antenna stabilization system) とがある。前者は後者よりも計算機が複雑になるから一見後者の方が実現するのに容易のように見える。しかし測定精度を考慮した場合に果して左様であろうか。もちろん用途によってその優劣を定めることになるが、その判定の基準を明かにしておく必要がある。

(2) 電波の型式による各種の方式

一定周波数の持続電波を発射しつつその反射波を受信する CW 方式、送信中は受信しないパルス波方式、周波数変調波を用いる FMCW 方式等各種の電波型式が考えられる。

CW 方式は最も能率の高い方式であるが、直接受信機に回り込む送信波と近傍からの反射波とによって、受信波が mask されてしまうという現象は、送受空中線を別個のものとし、その取り付け場所をはなしても、なお除去するのに困難な模様である。

パルス波方式および FMCW 方式は送受に同一空中線を使用しつつしかもこの欠点がない方式として考えられたものであって、そのために FMCW 方式では受信機で高次の側帯成分が利用される。

しかし両方式とも CW 方式に比較して電力の利用能率が低いこと、および理論上受信出力がほとんど得られない高度 (altitude) が周期的に生ずる (altitude hole effect) という欠点がある。

電波の型式は受信方式、周波数追跡測定方式にも関連し極めて重要な事項であって、十分検討する必要がある。

(3) 電波の型式による各種の方式と受信機出力の信号対雑音比

Doppler shift を取り出すためには、送信波と coherence のある信号を受信波と mix する必要がある。CW 方式および FMCW 方式では送信機出力の一部が受信波と mix される信号となるから問題はないが、パルス波方式では受信している時は送信機出力がないから、(1) 連続的に動作する主発振器をもった送信機にするか、(2) 同一の送信機から同時に前方と後方に二つのビームを出しその反射波同志を mix する Janus 方式にすることが必要である。

これらの方式について、受信機の出力に現われる実際に必要な信号と雑音の比がどうなるかということは極めて重要な研究問題である。

3.3.3 Doppler shift の測定法

Doppler shift が広がりをもった雑音性のスペクトラムによって与えられるために、簡単な周波数測定法が採用出来ない。

速度に比例した量として求めたい Doppler shift はビームの中央部 (最大輻射方向) によって生ずる f_d である。Doppler shift のスペクトラムが電力最大の周波数を中心に前後に対称的である場合 (陸上における反射) には、その中心周波数が求める f_d であるとみなすことが出来る。

その測定方法にはおよそ次の3方式がある。

(1) 零交叉数計数方式, (2) 自己相関方式, (3) filter-weighting 方式

(各方式については本集報 595 ページの田宮, 東口, 橋本「機上ドプラレーダ用周波数追跡装置」に説明してある.)

これらの中では(3)の方式がよいように考えられるが, 一層よい方法はないであろうか。

また航空機の速度は時間的に変化するから, それに伴って変化する f_d を連続的に追いかけて測定することが必要である。その最良の方法は何か。

これらが周波数追跡測定方式(周波数追跡装置)の研究である。

3.3.4 空中線

機上ドプラレーダ用の空中線は, (1) 希望する方向にビームを向けることが出来る, (2) 調整後はその方向が変わらない, (3) 希望する形のビームが作れる, ものであることが必要である。

レンズアンテナ, パラボラアンテナ, レンズとパラボラの組み合わせ, アレーアンテナ等が考えられるが, 航空機に搭載するのに適するという事を考慮に入れて, その長所短所を明らかにしておく必要がある。

また antenna stabilization system を採用した場合における空中線系を水平安定化する方法も重要な研究課題である。

4. 機上ドプラレーダに関する筆者等の研究

4.1 研究の目的

筆者等は第1章に述べた考察の下に, 航空機の性能向上に伴いその航行の安全を期する上に, 自立航法装置の必要なことを認めたが, 第2章に述べたように, 在来の自立航法装置が極めて確度が低く, もはや実用に適しない状態にある最大の原因が速度測定 sensor の確度にあることを知った。そして現在の電子工学および電子工業の水準をもってした場合, 電波の Doppler 現象を利用した機上ドプラレーダを開発し sensor とすることによって解決し得ると確信した。

そして第3章に述べたように, まず機上ドプラレーダに関する基本的な事項の解明と, 研究を要する諸点を明らかにし, これらを理論的ならびに実験的に究明することと, その結果に基づいて機上ドプラレーダを実用化する上に必要な装置各部(空中線系, 送受信機, 周波数追跡装置, 計算機等)の設計上の問題点をも究明することを目的とし, 以下に述べる研究を行なった。

4.2 研究の経過

昭和32年9月研究に着手した。昭和33年度および昭和34年度は文部省の機関研究「超音速航空機の電子航法方式に関する研究」として科学研究費の交付を受け, 沢井善三郎(当時当所併任, 生産技術研究所員), 丹羽登, 田宮潤, 東口実の諸君と共に研究を進めた。河津祐元君(当時日本電信電話公社電気通信研究所員, 現本所所員), 平松啓二君(東京電機大学助教授)にも協力してもらった。装置の試作および実験には筆者等の研究室に属する佐下橋市太郎, 橋本吉郎, 佐藤義正, 伊藤益敏, 山下道夫, 今村和彦, 石原信美の諸君のほか,

日本電気株式会社社員柏原拡君が協力してくれた。

理論的に研究を進める一方、実験装置の設計試作を行ない、昭和33年度末実験用空中線、送受信機、および周波数追跡装置の試作をおわり、これらを使って実験的研究を併行して進めた。

昭和34年11月および12月にトラックを使用して野外実験を行ない、反射波の記録をとった。これは受信波の実態を知る上に貴重な資料となり、その後の研究に非常に役立った。

この間実験的研究を進める上に必要な Doppler shift の simulator についても研究し、抵抗の熱雑音を源とした電子式の装置と、超音波を使用した新しい考案になる装置とを試作した。

筆者等はこれらの研究を進めるに当って、昭和35年3月までは毎週1回、その後は毎月1回以上会合して、互に批判し検討し合い、十分な討議を行なって、協力して万全を期した。

2ヶ年にわたる機関研究によって一応所期の目的を達したが、その研究によって一層深く研究を要する事項も明らかになり、また新しい創意考案も次々に得られることとなったので、更に研究を継続することとなって、今日なお熱心に研究が続けられている。

4.3 研究の成果

筆者等は研究によって得られた主要な成果を、昭和35年電気四学会連合大会をはじめ、電気通信学会航空電子機器研究専門委員会、同超音波研究専門委員会等において中間報告として一部発表した[9]~[21]、その後の研究成果をも加え、次のようにほぼまとまった形で本集報に一括報告することとした。

東口「機上ドプラレーダ受信信号について」は、Doppler shift についての理論的解析である。

田宮「各種機上ドプラレーダの性能の評価」は、performance margine なる概念を導入することによって、独自の観点から、電波の型式および送受信方式の相違による機上ドプラレーダの各種方式を比較検討したものである。

岡田、丹羽、田宮、東口各研究室「機上ドプラレーダ試作送受信機と野外実験」は、送受信機の実験研究と、それを使用して反射波を記録した野外実験およびその結果について述べたものである。

河津、伊藤「機上ドプラレーダ用空中線」および沢井、東口、山下「空中線安定方式」は、それぞれ空中線および空中線系の水平安定化に関する研究である。

東口「データ安定方式」は data stabilization system の理論的研究である。

田宮、東口、橋本「機上ドプラレーダ用周波数追跡装置」は、Doppler shift の各種測定法を検討し、周波数追跡装置を試作し実験した結果と、その研究を通して新たに考案された検波方式の装置についての研究結果を述べたものである。

東口、佐藤、山下「雑音源によるドプラシミュレータ」および丹羽、佐下橋、今村「機上ドプラレーダ用超音波シミュレータ」は、いずれも機上ドプラレーダで受信される信号を擬似的に発生させる simulator についての研究と試作した装置による実験の結果について述べたものである。超短波を使用した simulator は電波の代りに超音波を使用するものであって、飛行実験が容易に出来ない筆者等にとって、実際に近い反射波が得られ、受信波の実態を知

る上にも非常に有効なものであると考えられる。

岡田, 田宮「回転ビーム型機上ドプラレーダ」は, 以上の研究を通して得られた知識を基にして考案されたドプラレーダの新方式について述べたものである。この方式は現在更に進歩したものになりつつある。

5. 機上ドプラレーダの今後の見通し

機上ドプラレーダを sensor として使用すれば, 速度測定の確度を最大誤差 0.5% 以下 (95% 確率, 陸上 10 哩以上飛行すれば random error はほとんど smooth out される) に下げることの可能なことが明らかとなった。この事は筆者等の研究結果からも明らかであるが, 米国における飛行実験結果もその事実を裏書している。

また計算機は analog 型でも最大誤差を 0.5%, digital 型ならば 0.1% にすることは比較的容易である。

従って機上ドプラレーダを速度測定の sensor とする自立航法装置 (airborne Doppler radar navigator or airborne Doppler radar system) による位置測定の確度は, 今度は heading reference の確度でおさえられることになる。(gyro-magnetic head reference の確度は約 1.5% である [8].)

米国では ERDR (Earth Rate Directional Reference) をドプラレーダと組み合わせることによって, 確度の高い heading reference を得ようとする研究が進んでいる。

ERDR は地球の回転方向を検知して常に真東に平行となる reference gyro の動作によって働く, 慣性を利用した heading reference である。この原理は船舶の gyro compass に以前から利用されてきた。しかしこのような装置はそれが取り付けられている移動体 (vehicle) の運動に非常に影響されるので, 航空機の速度を正確に知ることが出来るまで利用することが出来ないでいたのである。

機上ドプラレーダからの速度情報による航空機の運動に関する信号, 機上ドプラレーダ航法装置 (airborne Doppler radar system) からの位置情報による地球の回転速度 (latitude) 信号, および機上ドプラレーダ航法装置で使用している小型の vertical gyro からの信号等を補償信号として使用すると, ERDR は非常に正確な heading reference を与える。これは地磁気に無関係であり, また誤差が累積するという欠点が全くない。現在の所最大誤差約 1% のものが出来ているようであるが, 原理的には更に誤差を少なくすることが出来るはずのものであって, 技術の進歩に伴いこれが 0.5% にまで下げられる日も遠くはないであろう。

これは airborne Doppler radar system と他の system とを組み合わせること, すなわちいわゆる hybrid system にすることによって, 互にその機能を高め得ることの良い一例である。

air-borne Doppler radar system は飛行距離が長くなると, 使用開始時の位置誤差等のいわゆる端末誤差の影響が減り, また random error が smooth out されるために, 位置測定の飛行距離 D に対する百分率誤差は \sqrt{D} に反比例することとなり, 長距離飛行後も比較的誤差が小さいという長所をもっている。しかし, 自立航法装置に共通した欠点であるが,

装置の故障等による誤動作のための誤差を見のがす虞れがある。従って Doppler radar system を他の地上施設による航行援助方式 (ground based navigation aids) と組み合わせて使用することも考慮する価値がある。

airborne Doppler radar navigator は今日既に米英等において幾種類もの装置が作られ、その中のあるものは大型輸送機に装備して試験的に実用されるという段階にまで進んで来たが、なお大さ重量等の点で中型機にまで取り付けるわけにはいかない模様である。

今後の問題は、(1) 測定確度を一層向上させること、(2) 信頼度を一層向上させること、(3) 測定確度および信頼度を犠牲にすることなしに装置を一層小型軽量にすること、に要約される。

これらは system を全体として研究されるべきであって、電波の型式、空中線系、送受信方式、周波数追跡測定方式、速度計算機および航法計算機、表示器のすべての部分を、その各々が互に密接な関連性をもつことを考慮し、また運用面からの要求を十分に取り入れて研究する必要がある。

このようにして airborne Doppler radar navigator は、近い将来最も性能のよい航法装置として、一般に利用されることになるであろう。

筆者等が過去において行なった研究また現在進めつつある研究がその促進の一助となり得れば幸甚である。

謝 辞

昭和33年度および昭和34年度における文部省の科学研究費による機関研究に当って、実験用空中線、送受信機、周波数追跡装置等の試作および野外実験の援助等日本電気株式会社から多大の協力を受けた。同社の小林宏治専務、坪井貴志男部長、香川揚一課長をはじめ関係の各位に対し、ここに深く感謝の意を表する。

1961年11月4日 計測部

文 献

- [1] M. I. T. Rad. Lab. Ser. "Radar Aids to Navigation" (1957)
- [2] F. B. Berger: "The Nature of Doppler Velocity Measurement", Trans. I. R. E., Vol. ANE-4, No. 3, (Sept. 1957)
- [3] F. B. Berger: "The Design of Airborne Doppler Velocity Measuring System", Trans. I. R. E., Vol. ANE-4, No. 4, (Dec. 1957)
- [4] Walter R. Fried: "Principles and Performance Analysis of Doppler Navigation Systems", Trans. I. R. E., Vol. ANE-4, No. 4, (Dec. 1957)
- [5] M. A. Condie: "Basic Design Consideration-Automatic Navigator AN/APN-67", Trans. I. R. E., Vol. ANE-4, No. 4, (Dec. 1957)
- [6] Frank A. McMahon: "The AN/APN-81 Doppler Navigation System", Trans. I. R. E., Vol. ANE-4, No. 4, (Dec. 1957)
- [7] J. J. Insalaco and F. M. Kirr: "The AN/ASN-9: A Compact Minimum-Weight DR Navigation Computer", Trans. I. R. E., Vol. ANE-4, No. 4, (Dec. 1957)
- [8] Walter R. Fried: "Performance Profiles and Future Outlook of Doppler Navigation Systems" Trans. I. R. E., Vol. ANE-5, No. 4, (Dec. 1958)
- [9] 岡田, 沢井, 丹羽, 田宮, 東口: "機上ドプラレーダの研究", 昭35 電気四学会連大 1808.

- [10] 東口：“ドプラレーダ信号の解析”，昭 35，電気四学会連大 1809.
- [11] 沢井，田宮，東口：“機上ドプラレーダ用周波数追跡装置”，昭 35 電気四学会連大 1810.
- [12] 岡田，田宮，佐藤，伊藤，相原：“試作機器による機上ドプラレーダ送受信機の検討”，昭 35 電気四学会連大 1811.
- [13] 丹羽，左下橋，今村：“機上ドプラレーダ用超音波シミュレータ”，昭 35 電気四学会連大 1812.
- [14] 東口，佐藤，山下：“機上ドプラレーダ信号シミュレータ”，昭 35 電気四学会連大 1813.
- [15] 岡田，田宮，東口：“Airborne Doppler Radar Navigator について”，信学会航空電子機器委資（昭 35-09）.
- [16] 岡田，丹羽，東口：“Airborne Doppler Radar Simulator について”，信学会航空電子機器委資（昭 35-09）.
- [17] 丹羽，佐下橋，今村：“超音波による Airborne Doppler Radar Simulator について”，信学会超音波委資（昭 35-11）.
- [18] 岡田，田宮：“各種機上ドプラレーダ方式の性能の比較検討”，昭 36 電気四学会連大 1641.
- [19] 岡田，田宮：“回転ビーム形機上ドプラレーダ”，昭 36 電気四学会連大 1642.
- [20] 岡田，田宮，橋本：“周波数自動追跡装置の一方法とその応用”，昭 36 電気四学会連大 1643.
- [21] 丹羽，佐下橋，今村：“機上ドプラレーダ用超音波シミュレータ 第2報”，昭 36 電気四学会連大 1644.

附 記

1953 年に開催された ICAO (International Civil Aviation Organization) で定められた長距離航行援助方式に対する所要条件.

a. 最低所要条件

有効範囲：世界中の使用し得る空域を完全に cover すること. 使用可能距離は大体 1,500 浬であること.

確 度：位置誤差は 10 浬以下であること.

信 頼 度：最大の信頼度を有すること.

方式の故障：器材の誤動作，誤差過大の場合の警報装置を有すること.

不 明 瞭：運行上重大な不明瞭 (ambiguity) を有さぬこと.

容 量：使用すべき航空機の数に制限を有さぬこと.

表 示：予定コースに従っての飛行および位置報告のために特殊の作業を要せず，直ちに操縦士に対し航空機の位置を表示し得るものであること.

b. 希望条件

統 合：航空機側装備は若干の附加装置により短距離用として統合使用可能となるべきこと.

附加特性：必要とする場合下記事項が可能であること.

- (1) 対地速度の便利なしかも迅速な決定
- (2) コースよりの偏倚を連続的に量的に知り得ること.
- (3) 特定地点よりの方位および距離を表示し得ること.
- (4) 自動操縦装置との結合の可能なこと.
- (5) 自動位置報告の可能であること.