

# 航 空 と 電 子 工 学

野 村 民 也

## 1. 緒 論

今次の大戦を契期として、航空と電子工学とは切っても切れない関係が生れたようである。以前、航空機の無線設備は、普通の通信装置とラジオ・ビーコンの程度でしかなかったものが、現在ではPPI(Plan Position Indication)レーダーを初めとして、Loran(Long Range Navigation)いわゆる双曲線航法。いくつかの標点から送られる電波の伝播時間差により位置を算出する方法。同様の目的のものにDecca System というものもある。), ADF(Automatic Direction Finding)等多くの装備が、航行の補助をなすものというよりは、むしろ、航行の主導をつかさどるものとして不可欠の要素と考えられるに至っている。こうした航行用の装備のほか、GCA(Ground Controlled Approach)等や一連の自動操縦機構を含む計器着陸(Instrument Landing)装置が電子工学の総合技術の成果として開発され、航行の安全確保に寄与している。電子工学技術の急速な進歩、なかんづく、一連の部品の小型、軽量化と材料の発達、高層へ、高速へと発展する航空に多くの寄与をなす可能性を蔵している。現在でも航空は電子工学の占める分野を除外しては仕事にならない状態であるといわれているが、この方面に応用される電子工学自体も航空ということを念頭においた見地から、新しい開発研究が行われねばならないとされている。両者は緊密に関連すべきものとして、かかる方面での電子工学の果たす役割を、航空電子工学(Avionics)と呼ぶ新しい技術体系で纏めようという機運にあることは、別に説かれているとおりである。

ロケットの実用化が著しい進展を見せている昨今では、電子工学の果たすべき役割がさらに大きくなってきている。その著しい例は、テレメータ(遠隔測定)、テレコントロール(遠隔制御)を含む自動操縦、誘導の問題である。

ロケットは基礎的な研究手段としても、高層気象その他に関連して、気圧、温度、大気密度などの資料を集めたり、風向、風速、太陽の輻射エネルギー、空気の組成等の測定に用いられている。電波伝播に密接に関連するものとして、電離層、地磁気等の測定も、直接高々度のロケット飛翔によって多くの成果が挙っており、また、宇宙線の研究にも有力な手段になっている。<sup>(1)</sup> こうした測定に必要な計測器の運搬手段としての役割以外にも、

ロケットには多くの新しい応用の可能性が期待されているが、元来、ロケットの飛翔は超音速、高加速度の運動として構造的にもまた操縦制御の技術的にも未開発の問題が少なくない。そのあるものは実験室的手段によって解決の手懸りは得られるであろうが、結局は実際の飛翔実験によって資料を得ることが不可欠になってくる。運動状況の諸資料も、また、大気高層部の諸現象も、適当な装置をロケットに搭載することによって測定することは可能であるが、問題はその測定結果を如何に記録するかにある。適当な記録器迄ロケットに積んで、飛翔が終了後、墜落した機体から回収する方法では破損その他の理由で、ほとんど目的を達することが難しい以上、無線によるテレメータリングが重要な手段となってくる。これは現在高度に発達している多重通信の方式を、もっとも適した形でとり入れることに相当する。

現状の段階でのロケットはとうてい人間の搭乗を許さないし、また、将来人間をのせられるものができるとしても、その運動状況から推すと、操縦の人手による制御は、少なくとも主要部分では成立しないと考えられる。この意味から、自動操縦の問題が重要になってくる。船舶や普通の航空機の自動操縦、操縦は従来から種々開発も行われているが、ロケットのような高速度、高加速度の運動体で、しかもそれ自体として著しく不安定な対象の自動制御機構には、多くの高度の技術の注入が必要になるものと思われる。回転運動、平行運動としても6個の自由度を含む多変数系の制御には、偏差の各座標成分への分解、座標変換、自己の航跡の判別及び未来位置への予測などを含めた操作量の算出が必要であり、少なくとも計量型(アナログ型)、要すれば計数型(デジタル型)の計算機構を制御ループ内にもつことが要求される。これらの計算機構は電子工学の華々しい成果の一つとして、世上“人工頭脳”などと喧伝されている一連のものに含まれるが、実際現象と関連しながら動作する必要、すなわちいわゆる“実時間動作(real-time operation)”の必要があるため、新しい観点にたった考察をせねばならない。

ロケットの進路を決めるには、地上に制御の中枢部をおき、制御信号を無線で送って目的のところへ誘導して行く方式が考えられる。すなわち、制御ループが無線信号を媒介として閉じている方式で、この場合にはロケットから地上へのテレメータと並んで、地上からロケット

に至るテレコントロールが重要な役割をすることとなる。ロケットの航跡は各種のレーダー群の信号によって地上に再現され、誘導信号がそれに応じて発せられる仕組であって、事実上ロケットの操縦、制御と電子工学とは、切り離して考えることができないとさえいえよう。

自動計算機は基礎的な研究手段としても特に航空工学の分野を対象としたものが要望されている。例えば制御機構の開発のために、特に飛翔模擬装置(Flight-Simulator)が有力な手段を提供する。前述のように、飛翔体自身の運動は6自由度系で、その特性記述だけで12階の微分方程式となる。これに更に空気力学的な力や、制御機構の特性迄考えると、20~30階、あるいはそれ以上の階数の微分方程式になる場合は少なくないとされており<sup>(2)</sup>、当然予想される非線型特性ともあいまって、とうてい尋常の解析手段の範囲内の問題ではないことが分る。飛翔模擬装置はこうした系の解析や附属部分の合成に資するものであって、種々の力学的函数関係が電気回路の電位間の関係と相似的であるように構成された一種のアナログ型計算機である。以上は一例を示しただけであるが、一般航空工学の多くの問題に対応して、種々の自動計算機への要望は益々強まってきているのである<sup>(3)</sup>。

以上、きわめて大雑把にはあるが、現在 Avionics と一口にいわれている航空と電子工学の密接な関連について、一わたり考えてきた。もとより限られた紙数でそのすべてを解説するわけにはいかないの、ここでは比較的新しい問題を二、三えらんで内容にふれることとする。

## 2. テレメータリング

前述のようにロケットは航空の新しい可能性として強い関心をもたれてきているが、高速飛翔の実験手段とするにせよ、大気高層部の各種資料を求めめるための測定器の運搬手段を目的とするにせよ、テレメータリングが不可欠の問題となっている。

高層気象観測に関連して従来ラジオ・ゾンデによるテレメータの技術は相当に発達しており、わが国のレベルも一流といえる段階にあるが、このような気球搭載での上昇限度はせいぜい20km程度である。ロケットは数十km以上数百km(記録は389kmに達している)迄上昇可能であり、このような大気高層部に達しうる手段は、今のところロケット以外にはない。そのテレメータ技術には、気球搭載の場合と異った問題が幾つか考えられる。

第一は重量、容積の制限である。ロケットの搭載量は、その規模、目標とする到達限度、飛翔の安定度などの諸因子で制限される。米国における実状をみると、小型ロケットの WAC-Corporal は、65~70km が上昇限度であるが、測定器に許される重量は25ポンドにすぎない。中型ロケットの Aerobee は100~110km が限度、搭載

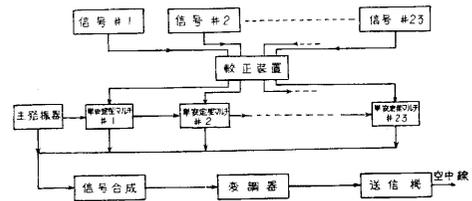
可能重量は150ポンドで、14ポンド増加するごとに高度が5km減るといふ。上昇限度の増大に伴って送信電力も相当に必要であり、加速度の点から堅牢であることも要求される、空中線さえ空気力学的に苛酷な条件に曝されることを考慮して設計されねばならない。

ロケットのテレメータ方式は、多重通信路であることが望ましい。1個のロケット製作は決して少ない費用でできるものではないから、1回の飛翔実験によって、できるだけ多様な実験を行わねばならないが、これらの資料を、できる限り少ない要素によって、伝送する必要があるからである。元来多重通信の方式には、周波数分割(Frequency Division)によるものと、時分割(Time Division)による方式とがあり、それぞれ商用通信の分野で著しい進歩を遂げ実用になっている。ロケットのテレメータリングでも、原理的にはこのいずれかによるわけであるが、信号の変調形式によって多くの変化ができる。その通信理論的な得失は詳細に考察されているが<sup>(4)</sup>問題は、限られた重量と容積のもとに、いかにして漏話(1つの信号路の信号が他の信号路の信号に影響する現象。誤差の大きな原因となる)の少ない簡単化された装置を実現するかにあるのであって、決定版ともいふべき方式は未だないようである。気球搭載の場合には、その測定対象の変化が緩慢であるのと、上昇速度がきわめて遅いために、機械的な切換装置で切りかえて諸データを送っている(一種の時分割方式)。実験用ロケットの場合には、発射から墜落まで、わずかな数分にすぎないし、移動速度も大きいので、純電子的な切換装置が必要である。

以下二、三のテレメータリング方式の実用化された例について内容を紹介することとしよう。

### (i) NRL-Sequential System<sup>(5)</sup>

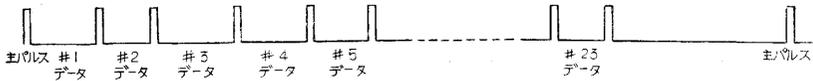
米国の Naval Research Laboratory で V-2, Viking などのロケット飛翔実験の必要から開発された方式の1つで、時分割、23チャンネル、PTM-AM方式である。



第1図 NRL-Sequential System の系統図

第1図はその系統を示すブロック図である。すべての測定結果は適当な変換器(transducer)によって、0~5Vの電圧変化の信号に変換されてテレメータ装置の入力になっている。各チャンネルは20秒ごとに、0および3.5V(交互)の定電圧源に接続され、これにて校正される仕組になっている。図示の校正装置がこの部分で、それを経た信号は、23個の単安定型マルチバイブレータにそれぞれ加えられる。主発振器は約180pps(5,600μsec

周期) のパルスを発生するマルチバイブレータで、その出力は第 1 の単安定型マルチバイブレータに加えられている。単安定型マルチバイブレータはパルスの到来によって動作し、ある時間遅れたパルスを発生するが、その特有の性質として、偏倚電圧にきわめてよく比例する遅れの時間を得ることができる。従って信号電圧を偏倚電圧に重畳して加えておけば、信号電圧に比例して遅れたパルスを発生することになる。このパルスは第 2 の単安定型マルチバイブレータに加えられ、ここで同様に第 2 の信号入力電圧に比例する遅れでパルスが発生され、以下同様に進行する。これらのパルスを一まとめにして合



第 2 図 パルス系図

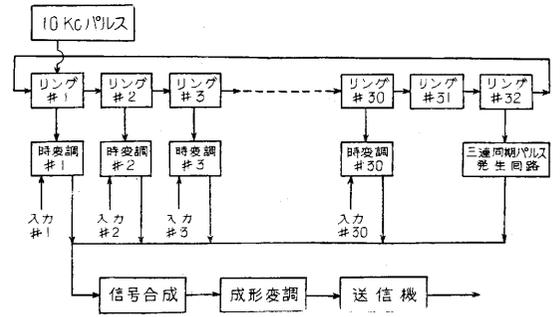
成すると、第 2 図に示すように、それぞれのパルスの間隔が、各チャンネルの信号に比例するパルス群が形成され、これがテレメータ信号として振幅変調により送信される。パルス間隔は信号電圧を E volt としたとき、 $(50 + 30E) \mu\text{sec}$  になるようになっている。すなわち、最小 50 乃至最大  $200 \mu\text{sec}$  の間変化する。したがって、23 個目のパルスのあと、少なくとも  $1,000 \mu\text{sec}$  の間隔が次の主パルス到来まであくことになるが。これは地上で受信する時に同期をとるために必要である。送信機は周波数 1,025 Mc/s、尖頭出力 1kW で電源は乾電池。14" × 14" × 20" 及び 4" × 8" × 6" の筐体に収容され、全重量は 150 ポンドである。

地上の受信装置では、アンテナが視覚またはレーダと連動でロケットを追尾するようになっている。受信された信号により、同期パルスを発生し、双安定型マルチバイブレータ群を順次動作させて、パルス間隔に等しい継続時間をもって一定電圧の信号をつくり、これを積分してもとの信号電圧を再現する。この電圧を各チャンネルごとに真空管電圧計で指示させ、計器群を映画にとるか、あるいは電磁オシロで記録する。全体を通じて精度は 2% である。

(ii) NRL-Matrix System<sup>(6)</sup>

Sequential System の改良型として、同じく Naval Research Laboratory で開発されたもので、PTM-AM、30チャンネルの方式である。Sequential System の種々の不安定の要因を除き、±1% と称する精度を実現している。その系統図を第 3 図に示す。

10kc の主パルス発生器の出力は 32 段のサイラトロン・リング計数回路に加えられており、各段からそれぞれ  $100 \mu\text{sec}$  幅の鋸歯状波がとりだされる。時変調回路はやはりサイラトロンで、その制御格子には、データ信号



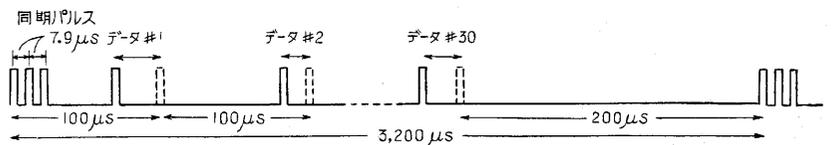
第 3 図 NRL-matrix telemetering System

とリングからの鋸歯状波が重畳して加えられる。一定の臨界電圧に制御格子電圧が達すると、サイラトロンは通流状態となり

パルスを出す。このパルスがでるまでの時間はデータ信号に比例するので、時変調信号が得られることになる。31 段目は遊んでおり、32 段目の出力は  $7.9 \mu\text{sec}$  間隔の三連パルス発生回路を駆動する。この特別な信号は受信装置で分離され、受信機内の 10kc の発振器を同期するのに用いられる。各段からの出力はまとめられて送信機を振幅変調する。その信号波形は第 4 図に示すようなものとなる。送信周波数は 1,025 Mc/s、尖頭出力は 4kW、電源は低圧蓄電池にコンバータを用いて高圧をえている。装置は 16" 径、21" 高の円筒容器、電池は  $13\frac{1}{8}" \times 7\frac{7}{8}" \times 8\frac{3}{4}"$ 、全重量は 135 ポンドである。

受信装置は 10kc の同期パルスにより各チャンネルを分離し、ビデオ信号をそのままブラウン管上に描かせ連続のフィルムで撮映する方式で、計器部分を節約している。

(iii) APL-Telemetering System<sup>(6)</sup>

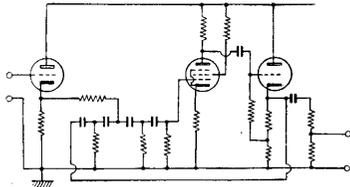


第 4 図 Matrix system のパルス系列

Johns Hopkins 大学の Applied Physics Laboratory で Aerobee の実験に関連して開発された方式で、FM-FM の 6 チャンネルの装置である。副搬送波は 2.3, 3, 3.9, 5.4, 7.35, 及び 12.3kc の 6 種で、それぞれ ±7.5% の周波数変調が最大入力に対して与えられる。NRL の方式はいつでも時分割であるため、データは主同期パルスの繰返し周波数 (Sequential System では 180c/s, Matrix System では 312.5c/s) によってサンプリングされるため、その 1/2 以上の高い周波数成分を含む信号は再現することができない。多くの場合、この程度の追従性で十分ではあるが、APL 方式のように周波数分割にすれば連続記録

ができ、追従性を高めることも可能である。ただし追従性を高めようとするれば、それだけ1チャンネルの占める帯域幅が広くなり、漏話の影響を考慮すると副搬送波の間隔を広くする必要が出てくるので、チャンネルの数を減らさなければならぬ場合もできよう。APL方式の追従性は副搬送波の10%の周波数成分までということになっている。

副搬送波の周波数変調方式は二通あって一つは機械的な測定で直接変調する方式であり、他は電気的な測定で変調する方式である。前者はμメタルを機械的に移動して、自動発振器のコイルのインダクタンスを変化して周波数を変化する。後者は移相発振器の抵抗要素の一つを真空管の内部抵抗と与え、その格子に信号電圧を加え内部抵抗を変化させることによって周波数変調を行っている。(第5図)なお、較正装置はついていない。



第5図 APL-Systemの変調回路

送信機の周波数は219Mc/s、出力は2W。電源は蓄電池と電動発電機の組合せで、全容積(アンテナを含む)は340立方吋。電源、アンテナを除いた装置部分の重量はわずか6.5ポンドにすぎない。

受信装置はごく普通的方式で、対応する帯域濾波器でチャンネルを分離し、弁別器で復調した信号は電磁オシロに記録されるようになっている。精度は±5%程度と称される。

### 3. DOVAP<sup>(1)</sup>(Doppler Radar)

ロケットの航跡を求めるためには、三つの観測点から得られる方位データによって位置を決定すればよいが、追跡精度をあげようとする、従来の普通のレーダーでは不十分である場合が少なくないとされている。表記の装置はDoppler効果を利用して、ロケットの移動速度を求め、それから位置を与えようとするもので、正確な位置決定ができるとされている。

周知のように運動体から一定の周波数で発射される電波は、観測点との相対速度に比例した周波数変化をうけて観測される。この現象がDoppler効果と呼ばれるものであるが、これを利用する考え方は、レーダー受信信号の改善と関連して工夫されたものである。PPIレーダーの場合に地形判別といったような静止体が観測対象であれば、受信信号によるレーダー図形の読取りには大きな支障はないが、対航空機といった運動体が対象であると、乱反射その他の擾乱によって、判別が著しく困難になるとされている。対象が運動体の場合には、反射波の周波数はDoppler推移をうけて変化してくるから、その周波数偏差に着目して弁別すれば、静止体からの反射信号は消え、運動体だけ明瞭に観取できることになる。こ

れがいわゆるDopplerレーダー装置として開発されたものの基本原理であるが、それをさらに位置標定に適した形にしたものがDOVAP(Doppler Velocity and Position)装置である。

その内容の概略は以下に述べる通りである。地上の固定局から $f$ という周波数で電波をだし、ロケットはそれを受信し、受信周波数の二倍の電波をつくらせて地上に向けて送信する。ロケットの対地上局相対速度を $v$ (遠ざかる方向に測った値)とすれば、ロケットの受信周波数は $f(1-v/c)$ であり、その送信周波数は $2f(1-v/c)$ である。これがさらに地上で受信されるときには、受信周波数は $2f(1-v/c)^2$ となる。したがって $2f$ との差、 $4fv/c$ を測定すればロケットの相対速度を知ることができ、飛行時間について積分すれば距離を求め得る。この距離は送信点からロケットを経て受信点にいたる距離であるから、ロケットは送、受信点を焦点とする一つの回転楕円面上に乗る。受信点を三箇所におけば、三つの回転楕円面の交点として、ロケットの瞬間位置の座標を求めうることになる。ロケットで周波数を倍にするのは、送信点から受信点に至る直接波の妨害を避けるためと考えられる。

DOVAPは周波数の偏差を利用するので、精度よく速度を知ることができ、またそれから位置が分かるが、ロケットがイオン層(D層60km、E層100km、より高層にE<sub>2</sub>、F<sub>1</sub>、F<sub>2</sub>層など)を通過する際には、電波伝播の位相速度が変化するため、誤差を招くおそれがある。したがってDOVAPの有効領域は一応イオン層以下の高度ということになるが、一方、逆にイオン層内の位相速度の変化からイオン密度などの重要な資料を求めるのにも利用されている。この場合には、イオン層以下の領域でロケットの運動をDOVAPにより求め、それを初期条件として真空中の運動を計算によって求め(推進機関の動作は終っていて惰性のみで運動しているものとする)予期される速度とDOVAPによる測定結果との差から位相速度の変化を算出するのである。

### 4. 結 言

初めに述べたように、航空と電子工学、すなわち、Avionicsで総括される甚大な内容を網羅することは、ほとんど不可能に近いが、ざっとした瞥見と、そのなかの二、三のトピックについて解説を試みた。近代航空と電子工学が密接に関連している点を見て頂ければ幸甚の至りである。本稿を草するに当りAVSA委員会の先生方から色々示唆を得たことを附記して、謝意を表する次第である。(1954.7.5)

### 文 献

- (1)H. E. Newell: "High Altitude Rocket Research" Academic Press, 1953
- (2)A. C. Hall: Trans. AIEE; 69, pp. 308-320. 1950
- (3)C. R. Strang: "Review of Electronic Digital Computers" pp. 94-101. Joint AIEE-IRE Conference. Feb. 1952, AIEE Publication
- (4)M. H. Nichols & L. L. Rauch: RSI: 22, 1, pp. 1-29. Jan. 1951
- (5)J. T. Mengel: Trans. AIEE; 70, Pt. I, pp. 599-605. 1951
- (6)G. Melton: electronics; 21, 12, pp. 106-109. Dec. 1948