

# リレー気球

西村 純・広沢春任・太田茂雄・秋山弘光・藤井正美  
山上隆正・粕 豊・並木道義・岡部選司・松坂幸彦

## はしがき

気球を用いた科学観測の特徴は長時間観測と回収とにあり、観測器を繰り返し使用できることである。しかし、我が国は国土が狭く周囲を海で囲まれているため、観測器の回収率はアメリカ、オーストラリアなどに比べるとかなり劣り、回収場所も海上となるため、観測器を再使用することが困難である。

そこで、観測器を有効に使用するため、気球一機当りの観測時間を長くすることを考え、色々の方法を試みてきた。観測時間はテレメータレンジによって制約を受ける。このため、テレメータレンジ内に長く気球が滞る様に気球をコントロールするサイクリング気球、ブーメラン気球、パトロール気球などの方法を開発し長時間観測を行ってきた。これらの方法は上層風の動きを利用して長時間観測を実現するため、上空の気象条件が整う必要があり、常にこの方法をとることはできない。

ここで述べるリレー気球は以上の考えと異なり、テレメータ電波を中継する気球を上空に浮遊させ、テレメータレンジを実質的に拡大することによって、長時間観測を実現しようとするものである。

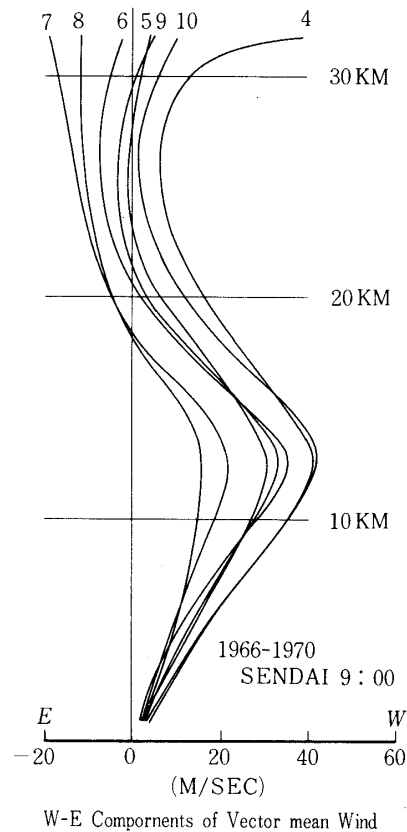
又、リレー気球を利用することにより、日本列島から 1000 km 以上も離れた地点での観測も可能となり、この様な面での利用も考えられる。

リレー気球のテストはこれまで数回行い、その有効性が確かめられたので、昭和 54 年度には「商用周波の誘導分布の観測」にこのシステムを利用することとした。この観測は長時間観測を目的としたものではなく、上に述べた後者の利用面である日本列島からなるべく離れた地点までの観測を目的としたものであり、三陸から 1300 km 以上の地点まで観測を行うことができた。

ここでは、昭和 54 年度に使用したシステムを中心として述べて行くこととする。

## 1. 上層の風

第 1 図は仙台の高層気象データから求めた風ベクトルの東西方向成分を示したもので、1966 年から 1970 年の 5 年間の月別平均値である。ここでは、気球実験に関わりのある 4 月から 10 月にかけてのデータを示した。我々が大気球実験を行っている 5 月および 9 月は 20 km 以上の高度における風速が最も弱くなっており、この時期が気球実験に適していることがわかる。



第1図 上層風の東西方向成分の平均値

次に、リレー気球を用いることの利点を6月の風データを用いて考えてみる。高度26 kmにおける風向は東風となっており、平均風速は8 m/秒である。従って、この高度に滞まる気球は毎時約29 kmの速さで西へ流される。三陸受信所の西側のテレメータレンジは約300 kmなので観測時間は約10時間となる。この時、高度20 km付近にリレー気球を浮遊させると、風速が非常に弱いのでリレー気球はこの位置に停滞する。リレー気球からの電波の見通し距離は1200 kmあるので、この間の通信回線が確保されれば、観測時間を約40時間とることができ、通常の方式に比べはるかに長時間の観測を行うことができる。

昭和54年度にリレー気球を利用して観測を行った「商用周波の誘導分布の観測」は、電力線から放射されたVLF電波が水平方向にどのような広がりを持っているか観測するのが目的としている。従って、気球高度および観測時間を長くする必要はなく、短時間になるべく遠くまで気球が流れる高度を選ぶことにした。大気球実験期間内で最も偏西風が強くなるのは10月になってからであり、風速の速い高度は12~14 kmである。しかし、12 kmまでは航空機の飛行高度であるため、観測気球はこれより十分高い高度をとる必要がある。このため、観測気球の水平浮遊高度としては16 kmを予定し、気球容積はゴンドラ重量を考慮の上600立方メートルとした。

リレー気球の水平浮遊高度としては、26～27 km の高度が最も風速が弱く、この付近の高度に滞空させるためゴンドラ重量を考え、5000 立方メートルの容積の気球を使用することとした。

## 2. リレー気球からの見通し距離

リレー気球に使用するテレメータ回線は送信電力および受信装置の関係から、直接波による見通し内通信となる。従って、リレー気球からの見通し距離がどれだけ得られるかが問題となる。

電波の見通し距離  $d$  はアンテナの高さを  $h$  [m] とし、大気の屈折を考慮すると、

$$d = 4.12\sqrt{h} \quad [\text{km}] \quad (1)$$

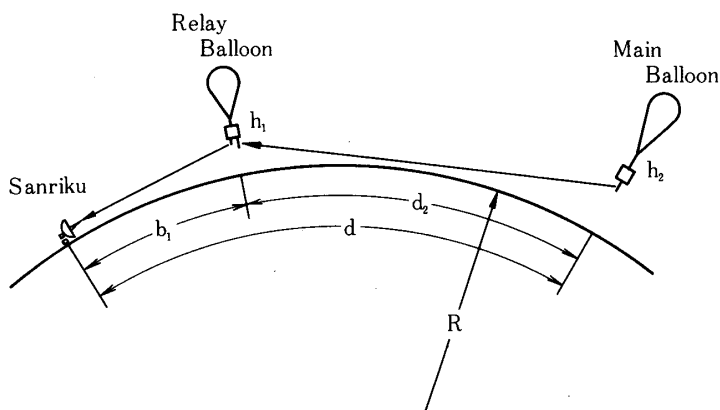
となる。

第2図の如く観測器を搭載したメイン気球と地上局との間に、テレメータ電波を中継するリレー気球を置くと、実質的に電波の見通し距離が大幅に広がる。この時の見通し距離の最大値  $d_{\max}$  は地上局とリレー気球との見通し距離  $d_1$  と気球間の見通し距離  $d_2$  との和となり、

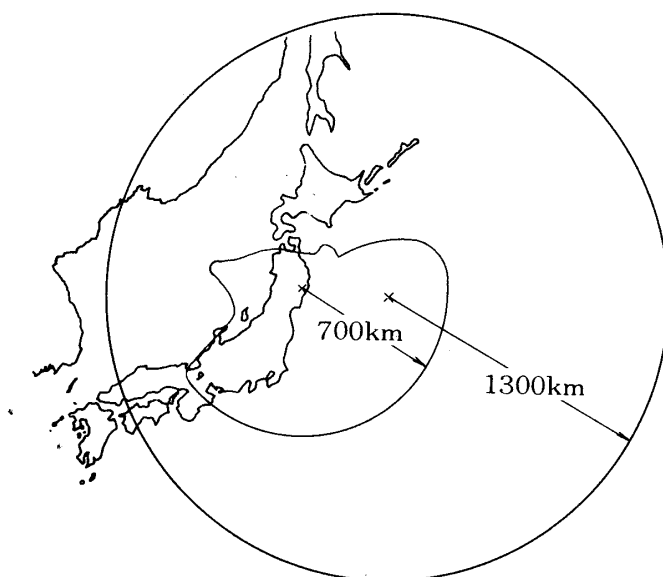
$$d_{\max} = 4.12(2\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2}) \quad [\text{km}] \quad (2)$$

となる。ここで、 $h_1$  はリレー気球の高度 [m]、 $h_2$  はメイン気球の高度 [m] である。

例えば、メイン気球の高度 30 km、リレー気球の高度 25 km とすると、リレー気球からの見通し距離は第3図に示す様に本州全域から樺太を含む範囲となる。内側の線は気球高度 30 km の時の三陸受信所のテレメータレンジである。北側の受信範囲が狭くなっているが、これは受信所近くの山の影響である。リレー気球を用いればこの障害も除くことができる。



第2図 リレー気球の概要



第3図 リレー気球からの見通し範囲

### 3. テレメータ回線

リレー気球を用いる場合の通信回線としては、気球・地上間および気球間の2つの回線が必要となる。既存の設備を活用する上から、気球・地上間の回線は1680 MHzを使用し、気球間の回線は298.1 MHzを用いることとした。気球・地上間の回線は従来使用しているテレメータと同じなので問題ないが、気球間の回線は送受信装置が共に気球上であり伝送距離も長くなるので検討を要する。

ここでは、「商用周波の誘導分布の観測」を例として検討を進めることとする。この実験では観測気球の高度を26 kmと考えているので、リレー気球からの電波の見通し距離は約1200 kmとなる。この間の通信回線を確保するための送・受信装置について考えてみる。

受信アンテナに生ずる入力電力  $c$  [dbm] は次の如くなる。

$$c = P_T - 20 \log_{10} \left( \frac{4\pi d}{\lambda} \right) - A_F + G_T + G_R \quad [\text{dbm}] \quad (3)$$

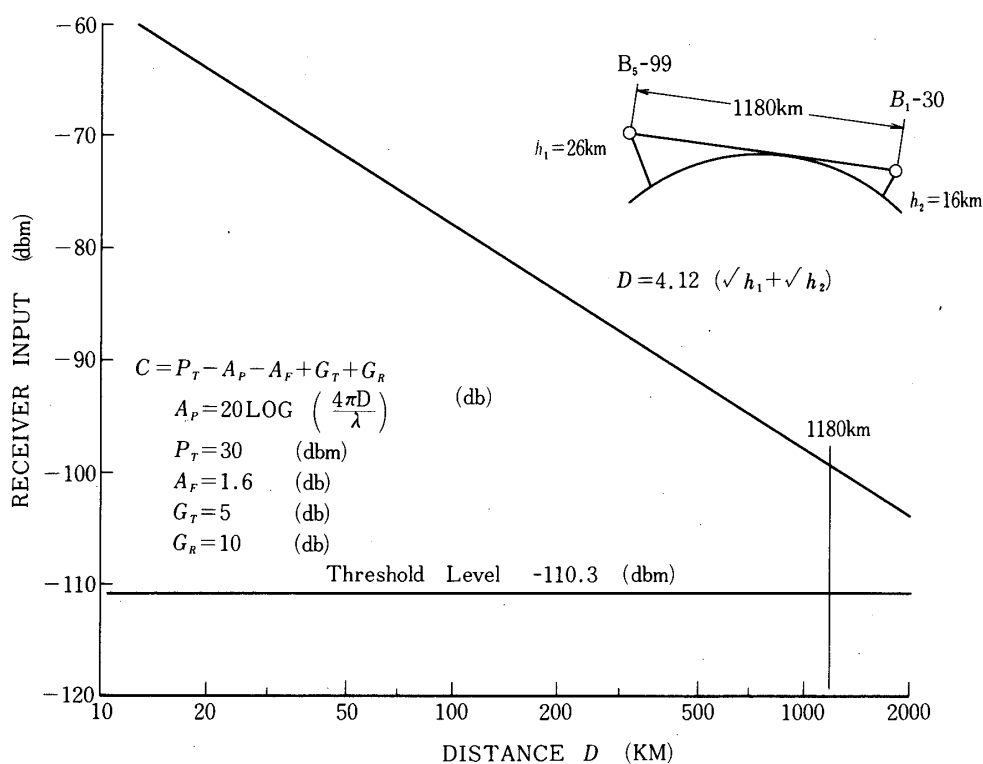
ここで、 $P_T$  は送信電力 [dbm]、 $d$  は伝送距離 [m]、 $\lambda$  は波長 [m]、 $A_F$  はフィード損失 [db]、 $G_T$  は送信アンテナ利得 [db] である。

一方、受信機のスレッシュホールドレベル  $P_{TH}$  は次の如くなる。

$$P_{TH} = 10 \log_{10} (KTB) + F + 9 + 30 \quad [\text{dbm}] \quad (4)$$

ここで、 $K$  はボルツマン定数  $1.38 \times 10^{-23}$  [J/°K]、 $T$  は絶対温度 [°K]、 $B$  は受信機の帯域幅 [Hz]、 $F$  は雑音指数 [db] である。

今回使用した送、受信装置の概要は次の通りである。



第4図 伝送距離と受信入力電力の関係

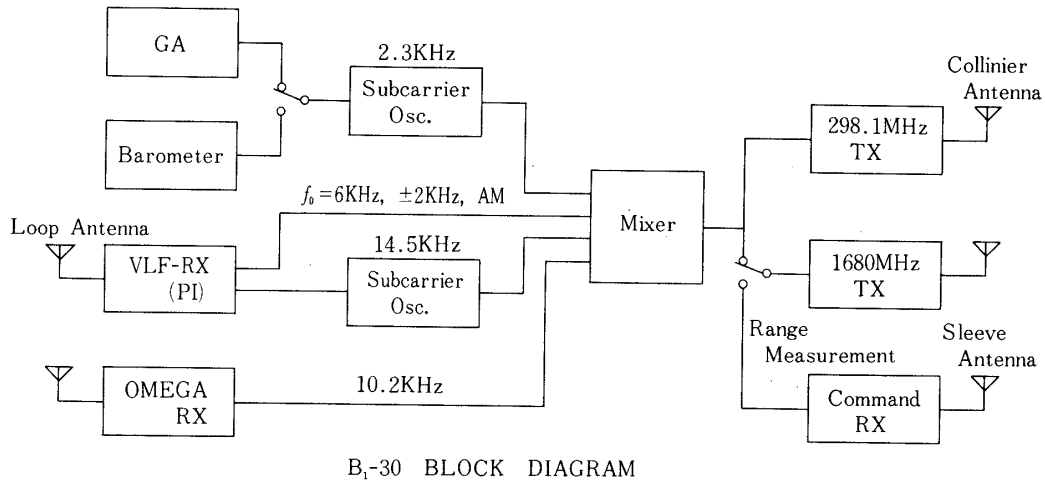
## 送信装置

周波数	298.1 [MHz]
出力	1 [W]
最大周波数偏移	$\pm 30$ [kHz]
アンテナ (二段コーリニア)	5 [db]

## 受信装置

周波数	298.1 [MHz]
帯域幅	$\pm 40$ [kHz]
雑音指数	5 [db]
アンテナ (5素子八木)	10 [db]

このような送受信装置を使用した場合、伝送距離に対する受信入力電力の関係は(3)式から、第4図の如くなる。受信機のスレッシュホールドレベルは(4)式から、 $-110.3$  dbmと計算され第4図の中に示した。この図から、伝送距離が電波の見通し限界である1200 kmの距離においても10 db以上の余裕があり、フェーディングなどの大きさがこれ以下ならば、見通し範囲全域にわたって中継可能であると考えられる。しかし、実際には海面上の遠距離通信では海面反射波によるフェーディングの影響はきわめて大きく、重要である。この点に



第5図

については附録1においてやや詳しく述べることにする。

#### 4. リレー気球のシステム

リレー気球を使用する場合、観測気球は三陸受信所のテレメータレンジをはずれることになる。この時に気球の高度を一定に維持したり、気球位置を知るために、通常の気球と異なる装置が必要となる。ここでは、リレー気球を利用する上で必要となる諸装置について説明する。

##### 4-1 テレメータ系の構成

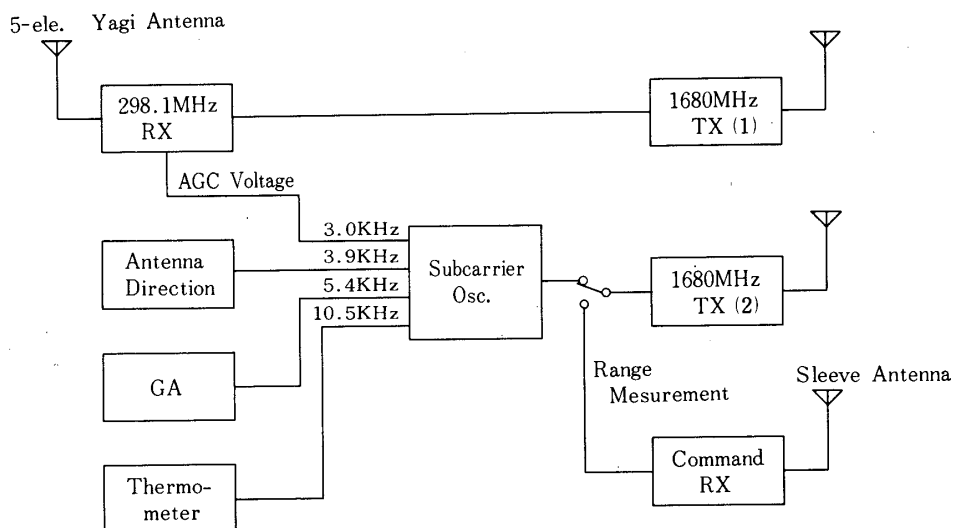
第5図は観測気球 B<sub>1</sub>-30 のテレメータ系統図である。VLF 受信機の出力の内、広帯域周波数特性を必要とするものは、6 kHz のサブキャリアを AM 変調し、他の信号は IRIG 規格のサブキャリアを用いた。

VLF アンテナは水平、垂直 2 つのループアンテナで構成され、垂直アンテナの向いている方位を知るため、ホールジェネレータ型の GA を備えている。

この気球は測距によって高度を知ることができないので、モールス符号型の気圧計を搭載している。この型の気圧計は符号板を回転させるためマイクロモータを使用しており、VLF 帯に雑音を発生させる恐れがある。このため、気球の上昇時には連続的に気圧計を作動させるが、水平浮遊となつてからは 8 分間の内 1 分間だけ気圧計が作動する様にした。

4-3 で述べる気球位置を測定するオメガ信号は、サブキャリアと混合して 298.1 MHz および 1680 MHz の送信機に入力する。298.1 MHz の送信機は気球中継用であり、1680 MHz の送信機は気球放球時の航跡、高度のモニタ用である。

第6図は B<sub>5</sub>-99 のテレメータ系統図である。この気球は 1680 MHz 帯の送信機を 2 台搭

B<sub>3</sub>-99 BLOCK DIAGRAM

第6図 リレー気球系統図

載しており、1台は中継用として使用し、他の1台はハウスキーピング用に用いた。ハウスキーピングの測定項目は中継用受信機のAGC電圧、受信アンテナの方位、GA出力および各部温度などである。

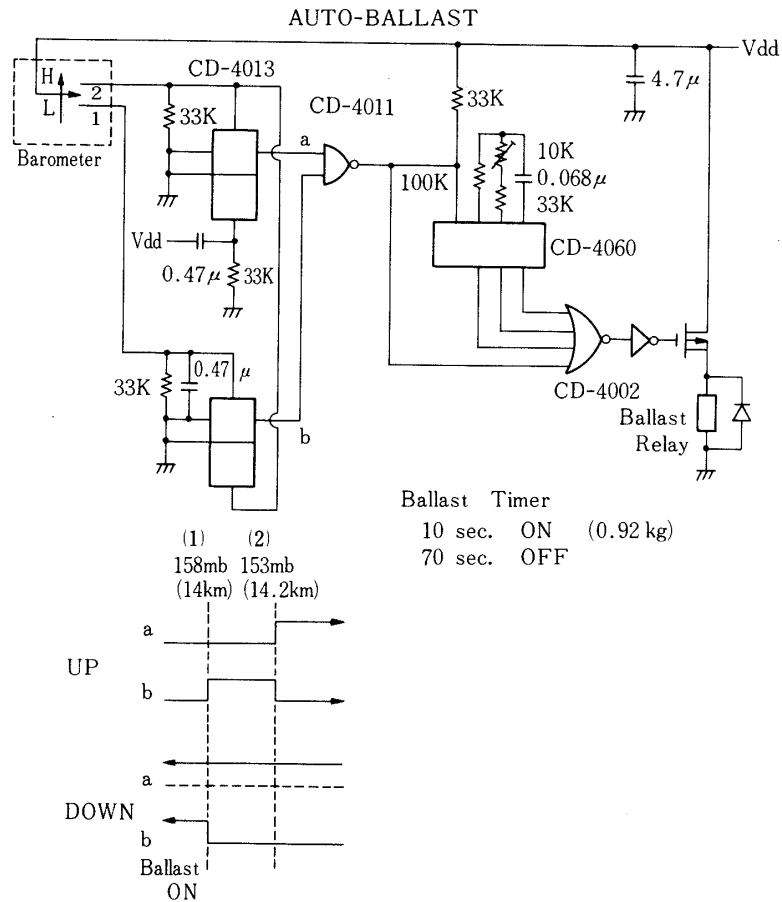
#### 4-2 オートバラストおよびEセルタイマ

観測気球はSBCから遠去かるとコマンドによる操作ができなくなる。気球高度があらかじめ定められた高度より下ってきた場合にバラストを投下し、気球高度を元に戻す装置としてオートバラストが必要となる。

今回用いたオートバラストはくしの歯型の気圧計（気圧スイッチとして使用）と、第7図に示す回路とによって構成されている。気球が上昇して気圧計の接点が2に達するとフリップ・フロップがセットされ、この後に気球が降下して気圧計の接点が1に至ると、80秒間に10秒間（約0.92kg）の割合でバラストを投下し、気球が再び上昇して気圧計の接点が2に達するまでバラストを投下し続ける。

ゴンドラの切り離しもコマンドによって行えないので、タイマによって行う。従来から使用している機械式タイマは最大セット時間が12時間であるので、今回の様に12時間を越える設定時間を必要とする場合には不相当であり、Eセルタイマを使用することとした。

Eセルはファラデの電気メッキの原理を応用した素子で、動作は電解液中を銀イオンが一方の電極から他方の電極へ移動することによって行われる。この銀イオンの移動は電流と時間の積に正確に一致し、電流の流れる方向によって可逆的な動作を行うことができる。一方の電極にあった銀イオンが総て他方へ移動し終った時、Eセルの内部インピーダンスは数オームから数メガオームに急変する。この特性を利用してタイマを構成すると、秒単位から月



第7図 オートバラスト回路図

単位におよぶタイマが設計可能となる。

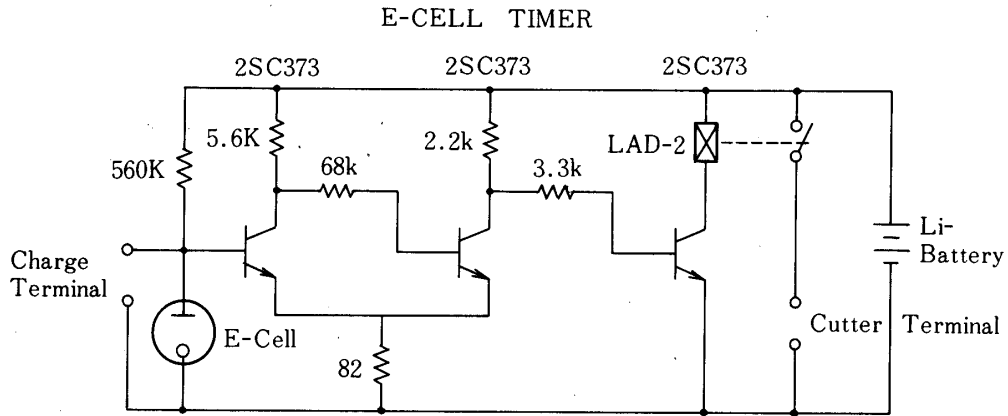
第8図は今回使用したEセルタイマの回路図で、Eセルには約 $10\mu A$ の電流を流しており、最大設定時間は約100時間である。このタイマをセットする時にはEセルに100倍の電流を流して行うので、設定時間の100分の1の時間でセットすることができる。

#### 4-3 観測気球の位置決定

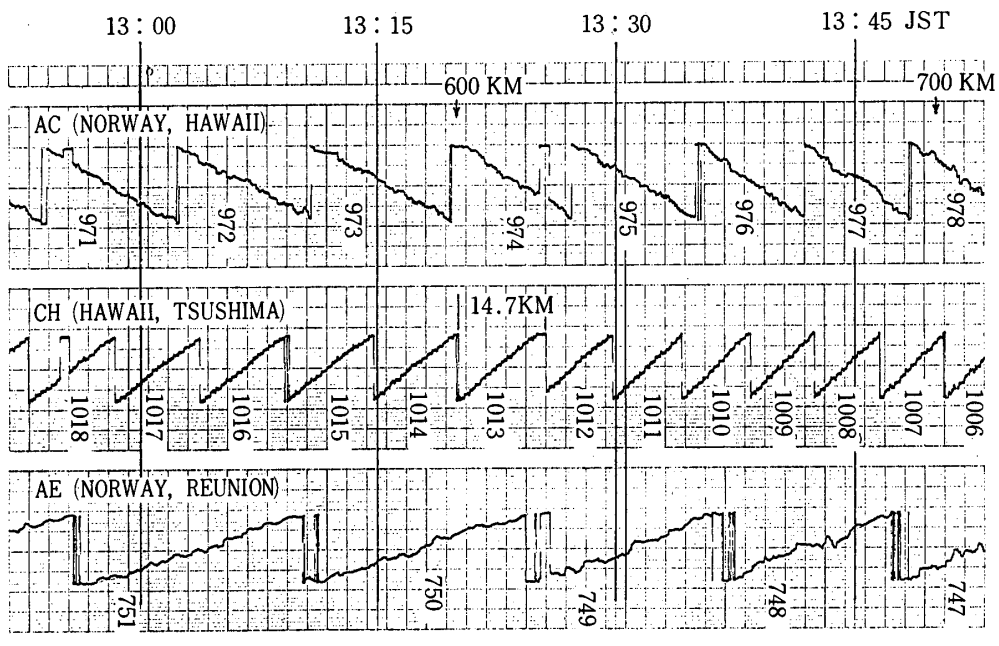
三陸受信所のテレメータレンジ外へ出た気球の位置決定はオメガ航法によることとした。オメガ航法は10.2 kHzのVLF電波を用いた長距離航法システムで、ロランなどと同様に双曲線航法である。ロランがインパルスを用いるのに対してオメガは連続波を使い、全世界を8局で覆う様計画されている。現在はこの内オーストラリアを除く7局が作動している。位置の決定は、任意の2局の等位相差線で作られる双曲線と他の2局で作られる双曲線の交点として求められる。

第9図は、観測気球の位置決定に用いた3組の位相差信号である。ノールウェイとハワイ





第8図 Eセルタイマー回路図



第9図 オメガ受信機の実出力信号

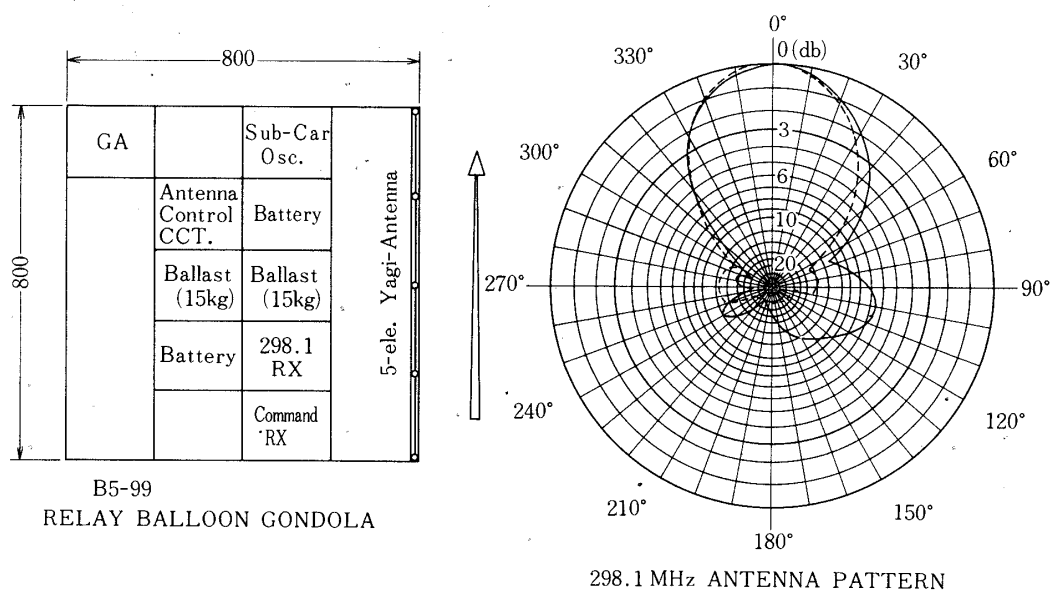
の局とで作られる AC ライン, ハワイと対島の局とで作られる CH ライン, およびノールウェイとレユニオンの局とで作られる AE ラインを示した. 三陸付近においては CH ラインはほぼ経度と並行しており, AC ラインは緯度と約 45 度の傾きを持っており, AE ラインは AC ラインと直交している. 今回の実験の様に気球が真東へ流れる場合には, CH ラインのみに注意すれば, 気球が日本からどれだけ離れたかが簡単にわかる.

オメガ航法は連続波を使っている関係上, 気球が一波長分移動すると図の様な繰り返しが生ずる. 従って, 始めから連続的に追跡しないと現在地が判らなくなる欠点がある. しかし, IRIG 規格の FM-FM テレメータを使用している我々の場合には, No. 12 (10.5 kHz) のサブキャリア発振器を除くだけで, オメガ信号を混合して送ることができるので, 手軽に精度の良い位置決定ができる利点がある. なお, CH ラインは中継された信号の中で最後まで受信できたもので, 気球間距離 1148 km まで測定された.

#### 4-4 中継用ゴンドラ

中継用の受信アンテナとして 5 素子八木アンテナを使用しているため, アンテナを観測気球の方向へ向ける装置が必要となる. アンテナのみを方向制御するよりも, アンテナとゴンドラを一体として, よりもどしによる方向制御を行う方が容易なのでこの方法をとることにした.

規正は GA を規準として行い, 地上からコマンドによって GA を回転させ, 任意の方向へゴンドラを向ける. テレメータで送られてきた中継用受信機の AGC 電圧が最大となる様に方向を調整する.



第 10 図 リレー気球用ゴンドラおよび受信アンテナの水平面指向特性

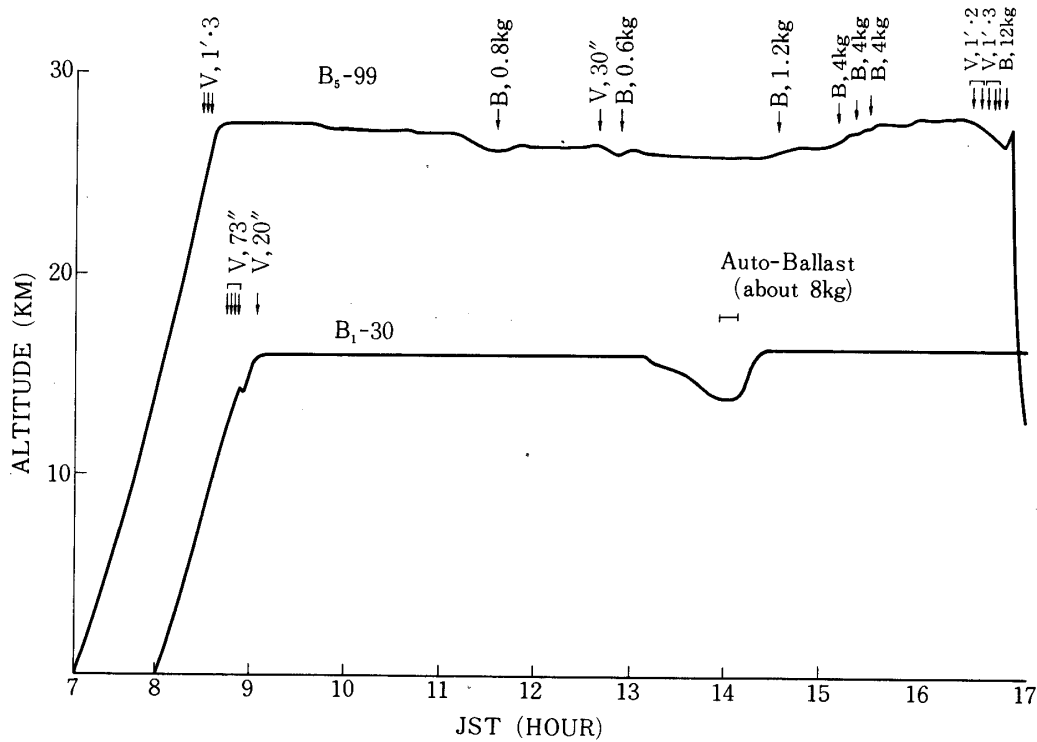
ゴンドラは第10図の如き構造となっており、搭載機器を収納する中央部はアルミアングルで、外周部は塩化ビニールアングルで構成し、ここに八木アンテナを固定した。同図右にはこのアンテナの水平面指向特性を示した。点線はアンテナ単体での特性であり、実線は図の如くゴンドラに固定した時の特性である。ゴンドラに取り付けた場合には、搭載機器の影響が少し現われているが、実用上はあまり問題とならなかった。

### 5. 実験経過

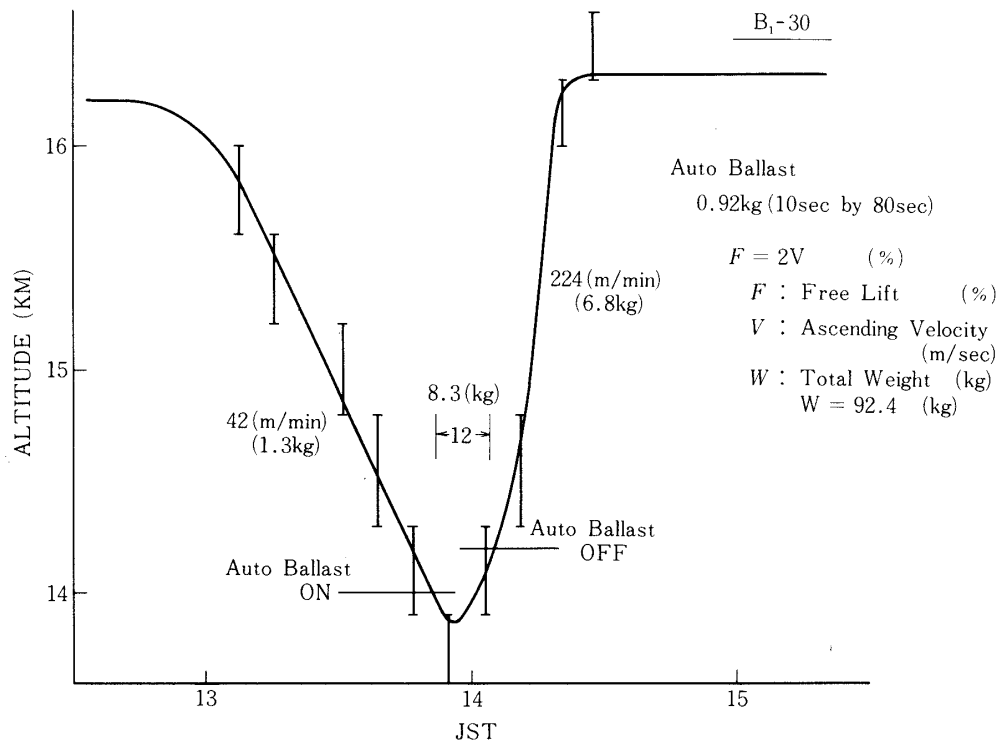
#### 5-1 航跡

放球は10月4日に行った。放球は観測気球、リレー気球とも全電源を投入し嘯み合せを終了しておき、7時12分にリレー気球 B<sub>5</sub>-99 を、8時01分に観測気球 B<sub>1</sub>-30 を放球した。第11図は両気球の高度曲線である。B<sub>5</sub>-99 は8時37分三陸北東130 km 付近において高度27.2 km で水平浮遊に達した。B<sub>1</sub>-30 も9時10分三陸北東160 km 付近において予定どおり水平浮遊となり、時速135 km で東進した。B<sub>1</sub>-30 は13時頃より徐降し始めたが、オートバラストが作動して高度を元に復した。13時頃より徐降が起ることは時々あるが、これは日照の変化とは異なり、雲の出現によるアルベドの変化によって気球のガス温が低下したためと思われる。

第12図はオートバラスト作動の詳細を示すものである。気球は13時頃より42 m/分で下



第11図 B<sub>5</sub>-99 および B<sub>1</sub>-30 の高度曲線



第12図 オートバラスト作動の詳細

降り始めており、高度 14 km となった所でオートバラストが作動し、12 分間バラストを投下している。オートバラストは 80 秒間に 10 秒間だけ約 0.92 kg のバラストを投下する様に制御されているので、この間に約 8.2 kg のバラストを投下したことになる。この結果、気球は 224 m/分の上昇速度を得て高度を元に戻している。

ところで、自由浮力  $F\%$  と上昇速度  $V$  m/秒との関係は実験的に、

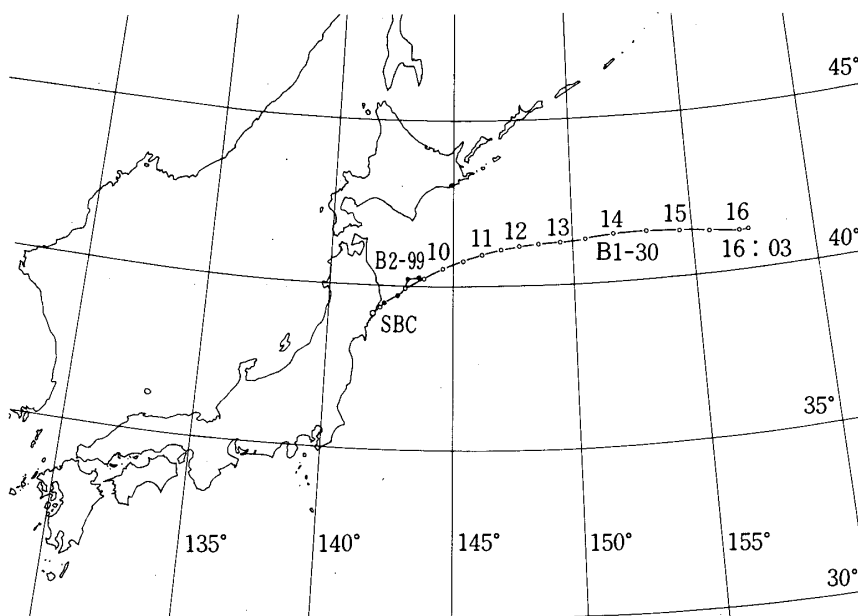
$$F = 2V \quad (\%) \quad (5)$$

で近似的に表わされることが判っている。

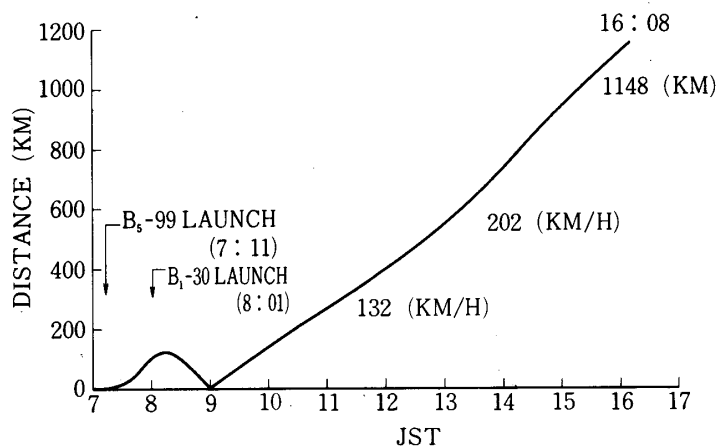
(5) 式から、42 m/分の下降を止めるのに要するバラスト量および 224 m/分の上昇速度を与えるバラスト量を求めてみると、それぞれ 1.3 kg および 6.8 kg となり、この合計は 8.1 kg でオートバラストの投下推定量 8.2 kg とほぼ一致している。

第13図は両気球の航跡図である。B<sub>1</sub>-30の航跡はオメガ航法によって定めたものである。B<sub>5</sub>-99は水平浮遊後16時までの間に約70 kmだけ東進した。一方、B<sub>1</sub>-30は水平浮遊後強い偏西風に流され、16時08分には三陸東方約1334 kmの位置で受信限界に達した。

両気球の航跡から気球間の距離を求め第14図に示した。両気球の相対的な速度は13時頃までは130 km/時であったが、その後速度を増し200 km/時となった。16時08分には気球間の距離は1148 kmに達し中継不能となった。この時、両気球の高度はそれぞれ16.3 km および27.6 kmであったので、(1)式から電波の見通し距離を計算すると1210 kmとなる。これはほぼ電波の見通し限界まで中継が行えたことを示している。



第13図 B<sub>5</sub>-99 および B<sub>1</sub>-30 の航跡図



第14図 気球間の距離

### 5-2 中継状態

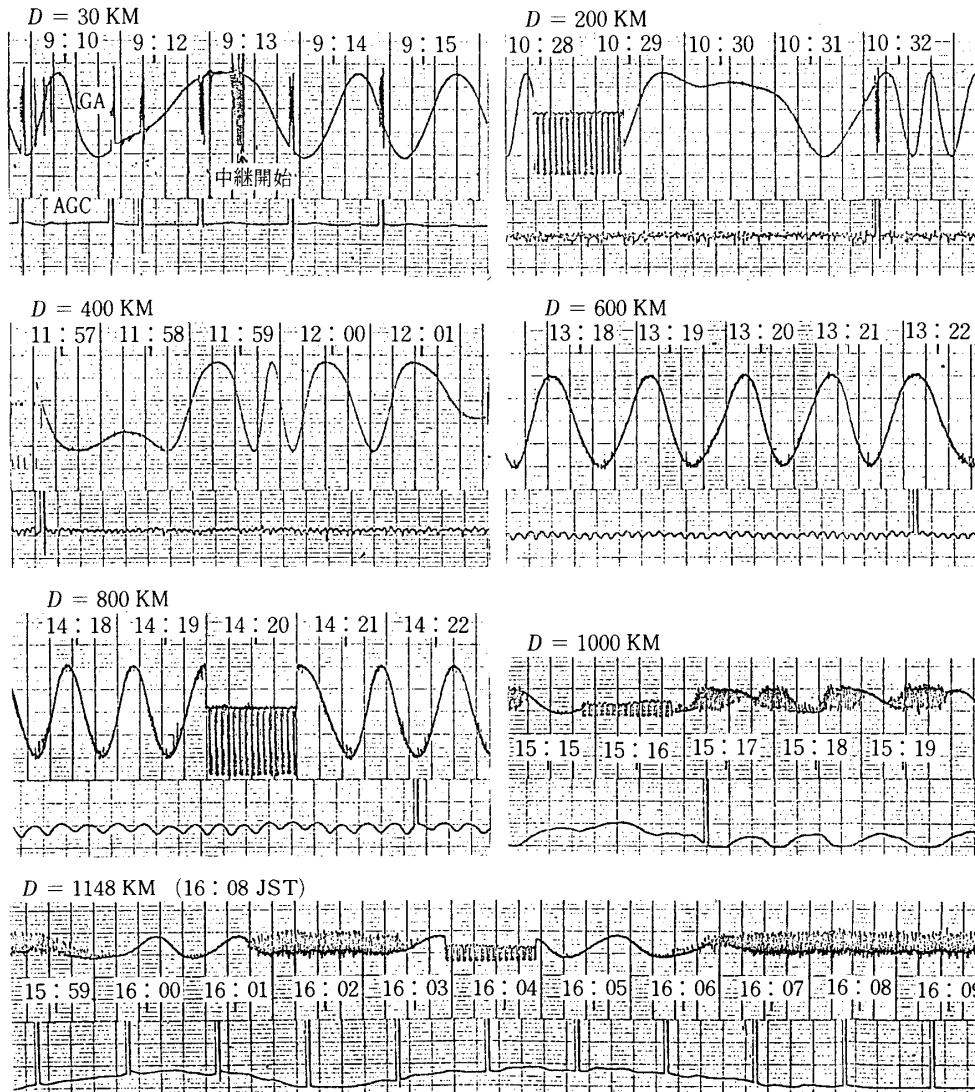
第15図は中継された信号の代表として、気球間距離 200 km 毎に GA 出力(又はモールス気圧計出力) がどのように変化するかを示した。なお、中継電波の電界強度を示す中継用受信機の AGC 電圧を併せて示した。

中継開始前後の B<sub>1</sub>-30 の位置は三陸から方位 55 度、距離 170 km の所におり、受信状態は図の様に悪くなり始めている。この時、三陸の受信アンテナは高度角 4.4 度となっており、

この方向における受信限界は三陸近傍の山のため高度角4度である。しかし、中継開始と同時に受信状態が改善された様子がわかる。

気球間の距離が700 km を越えるとフェーディングの振幅が大きくなり、フェーディングの山の部分では良好に受信できるが、谷の部分では受信不能となる状態となった。この状態は16時06分、電波の見通し限界による受信終了まで続いている。

次に AGC 電圧に注目すると、気球間距離 400 km 頃より周期的なフェーディングが目立ってくる。これは気球間の電波の伝播路が海上となるため、海面反射波の強度がかなりの強度を持っているため直接波と海面反射波との干渉によって、フェーディングを生ずるためである。



第15図 受信状態

リレー気球で受信される電界は

受信電界 = 直接波電界 + 反射波電界

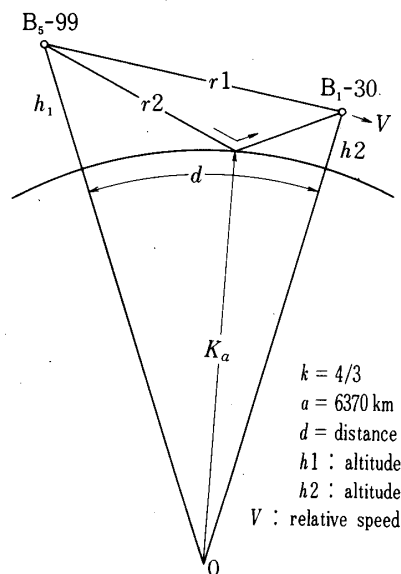
として求められる。第16図に示す様に直接波の伝播径路  $r_1$  と反射波の伝播径路  $r_2$  との距離の差によって位相差  $\phi$  を生ずる。

$$\phi = \frac{2\pi}{\lambda}(r_2 - r_1) \quad (6)$$

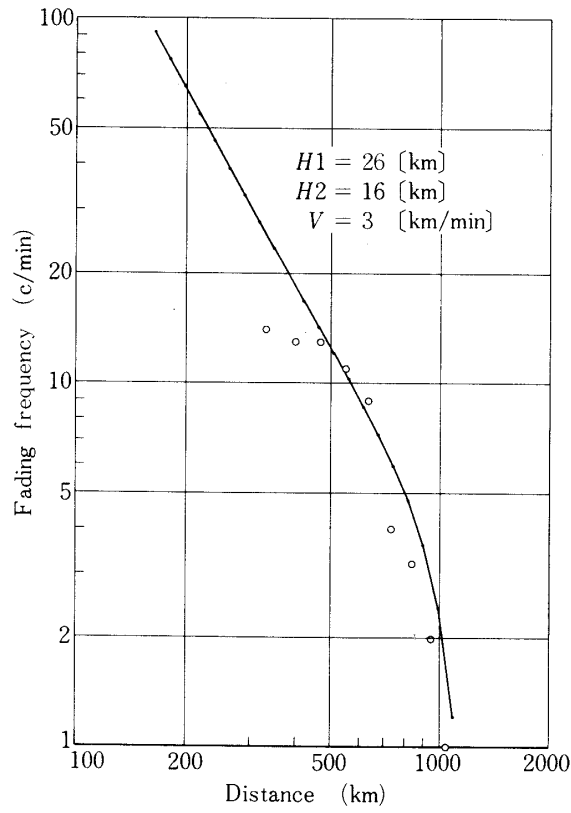
$\phi$  は伝送距離  $d$  の関数として得られ、 $\phi(d)/2\pi$  が1変わる毎に1 (サイクル) のフェーディングを生ずる。送信点および受信点の位置が変化しない固定局同志の場合には、大気の屈折率分布の変化および海面レベルの変動などによってフェーディングが起るので、第15図に見られる様な早い周期のフェーディングは生じない。しかし、本実験の場合には送、受信点が気球上にあり、しかも100 km/時以上の相対速度で距離がひらいているので、この様に周期の早いフェーディングが生じるのである。

第17図はリレー気球の高度を26 km、観測気球の高度を16 km、両気球の相対的な速度を3 km/分一定として、伝送距離  $d$  に対するフェーディングの繰り返し周波数(サイクル/分)を求めたものである。図中の丸印は実測値をプロットしたものであり、ほぼ計算値に合った値を示している。

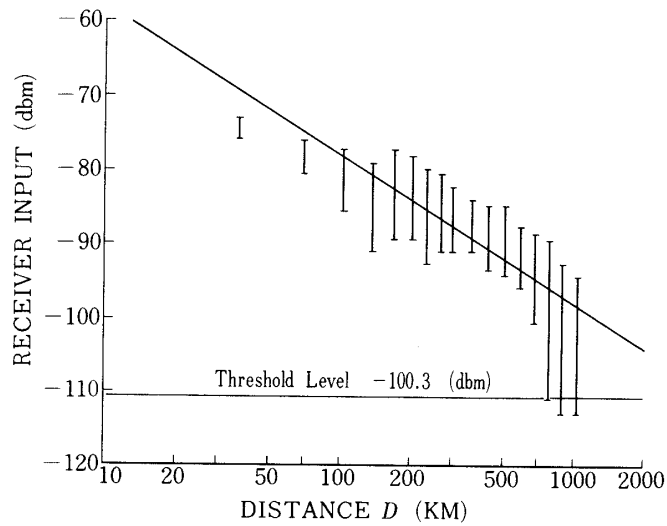
第18図は中継用受信機のAGC電圧より換算した受信入力電力と伝送距離との関係を示したものである。図中、棒の長さはその時間を中心とした±5分間の受信入力電力の最大と最小を示したもので、フェーディングの振幅を表わしている。伝送距離が700 kmを越えるあたりからフェーディングの振幅が大きくなり、その最小値が受信機のスレッシュホールドレ



第16図 電波の伝播径路

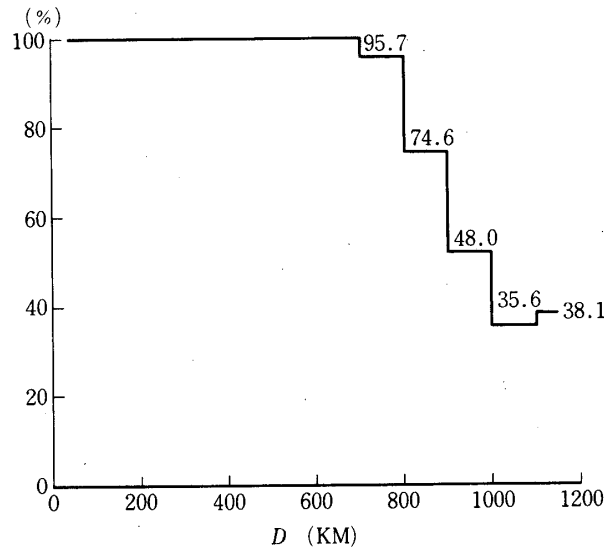


第 17 図 伝送距離とフェーディングの関係



第 18 図 伝送距離と受信入力電力の関係





第19図、受信率

ベル以下となる時があり、この時には受信不能となったことを示している。

第19図は気球による中継のまとめとして示した図で、伝送距離100 km単位の受信時間に対する受信可能時間を100分率で示したものである。伝送距離700 kmまでは100パーセント良好な中継を行えるが、700 kmを越えると徐々に受信可能な時間が減少し、900 km台の距離では約50パーセントの受信率となった。この受信率の算定は第15図に示したGA出力の受信状態を基礎として求めたもので、VLF観測用のAM復調出力はもっと早い時期に受信不能となった。

又、オメガ電波の中で電界の強いCH（ハワイ、対島）のラインは、GAのFM復調出力が受信不能となった後も、狭帯域のフェーズロックループのために更に2分間受信が継続した。

## 結 論

これまで、リレー気球のテストフライトは今回を含めて4回行った。テストの第1の目的は三陸受信所のテレメータレンジから外れるメイン気球（観測気球）の周辺装置、即ち、オートバラスト、オメガ、タイマ等の性能の確認であり、これは期待通りの結果が得られた。

第2の目的は搭載した送・受信装置が期待通り、リレー気球の見通し限界まで良好な中継を行えるかどうか確認することである。リレー気球の場合、気球間の伝送路が海上となるので、直接波と海面反射波との干渉によるフェーディングが生じ、見通し範囲全域での完全な中継は困難であった。今回の実験においても気球間の見通し距離は1200 kmあるが、完全な中継を行えたのは気球間700 kmまでであり、それ以後はフェーディングによる中断が生じている。しかし、フェーディングの山となった所では良好な受信状態が得られているので、

中断を許される信号では見通し限界近くまで受信可能である。又、オメガの様に受信側に狭帯域のフェーズロック・ループを持っている信号はフェーディングで中断されず最後まで受信された。この様なことから、リレー気球を用いると見通し距離は3倍得られるが、完全な中継を行える距離は2倍程度と考えるのが安全である。

これまで、長時間観測を目的としてリレー気球を使用していないが、パトロール気球を行う時にこのシステムで援助すれば、150時間以上の長時間観測も可能となる。しかし、ゼロプレッシャ気球ではこれだけ長時間の飛翔を行うと、バラストを大量に搭載せねばならず現実的でない。現在開発中のスーパープレッシャ気球が完成すれば、当然、長時間観測に使用されることになるので、リレー気球の必要性が著しく増すことになると思われる。

1980年5月7日 新設部(工学)

### 参 考 文 献

- [1] 太田茂雄：大気球シンポジウム報告 (1974) 45.
- [2] 太田茂雄ほか：大気球シンポジウム報告 (1976) 117.
- [3] 西村 純ほか： " (1977) 73.
- [4] 秋山弘光ほか： " (1977) 82.
- [5] 秋山弘光ほか： " (1978) 153.
- [6] 秋山弘光ほか：東京大学宇宙航空研究所報告 **15**, 2(B) (1979) 219.
- [7] 西村 純ほか：大気球シンポジウム報告 (1975) 23.
- [8] 西村 純ほか：東京大学宇宙航空研究所報告 **10**, 1(B) (1974) 125.

### 附録1 海面反射によるフェーディング

気球相互間の距離がはなれると海面反射波と直接波との干渉でフェーディングを生ずる。相互距離  $D$  だけ離れた気球の場合は図A-1に示す様に、気球の高度を各々  $h_1, h_2$  とし、電波の反射角  $\phi$ 、地球の半径を  $R$  とすると、

$$(R + h_1) \sin a = l_1 \sin \phi$$

$$(R + h_1) \cos a = R + l_1 \cos \phi$$

$$(R + h_2) \sin b = l_2 \sin \phi$$

$$(R + h_2) \cos b = R + l_2 \cos \phi$$

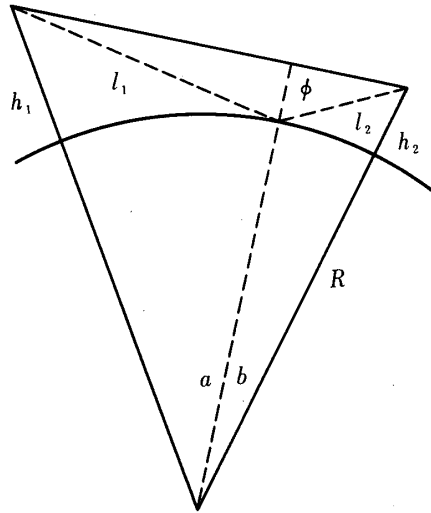
これらの式から、

$$l_1^2 + 2Rl_1 \cos \phi = [(R + h_1)^2 - R^2]$$

$$l_2^2 + 2Rl_2 \cos \phi = [(R + h_2)^2 - R^2]$$

従って、

$$l_1 = -R \cos \phi + \sqrt{R^2 \cos^2 \phi + 2Rh_1 + h_1^2} \quad (\text{A} \cdot 1)$$



図A-1 電波の伝播径路

$$l_2 = -R \cos \phi + \sqrt{R^2 \cos^2 \phi + 2Rh_2 + h_2^2} \quad (\text{A}\cdot\text{2})$$

一方,

$$D = \sqrt{l_1^2 + l_2^2 - 2l_1l_2 \cos 2\phi} \quad (\text{A}\cdot\text{3})$$

から入射角  $\phi$  を指定するとそれに対応する気球間距離  $D$  を求めることができる。

入射角  $\phi$  に対する電波の反射率はフレネルの式から求められる。

水平偏波に対しては,

$$R_s = \frac{\sin(\phi - x)}{\sin(\phi + x)} \quad (\text{A}\cdot\text{4})$$

垂直偏波に対しては,

$$R_p = \frac{\tan(\phi - x)}{\tan(\phi + x)} \quad (\text{A}\cdot\text{5})$$

である。但し、ここで  $x$  は屈折角で複素屈折率  $n - ik$  に対して,

$$(n - ik) \sin x = n_0 \sin \phi$$

で与えられている。

(A・4), (A・5) 式を変型すると,

$$R_s = \frac{[(a - \cos \phi)^2 + b^2]}{[(a + \cos \phi)^2 + b^2]} \quad (\text{A}\cdot\text{6})$$

$$R_p = R_s \frac{[(a - \sin \phi \tan \phi)^2 + b^2]}{[(a + \sin \phi \tan \phi)^2 + b^2]} \quad (\text{A}\cdot 7)$$

であり、ここで  $a, b$  はそれぞれ

$$a^2 = \frac{1}{2} [(n^2 - k^2 - \sin^2 \phi)^2 + 4n^2 k^2]^{\frac{1}{2}} + (n^2 - k^2 - \sin^2 \phi)$$

$$b^2 = \frac{1}{2} [(n^2 - k^2 - \sin^2 \phi)^2 + 4n^2 k^2]^{\frac{1}{2}} - (n^2 - k^2 - \sin^2 \phi)$$

で与えられる。

海水の複素誘電率は周波数によって異なり、

$$(n - ik)^2 = K_r - i K_i$$

とおいて、

$$K_r = K_\infty + \frac{(K_s - K_\infty)[1 + (f/f_0)^{1-\alpha}(\alpha\pi/2)]}{1 + 2(f/f_0)^{1-\alpha}(\alpha\pi/2) + (f/f_0)^{2(1-\alpha)}} \quad (\text{A}\cdot 8)$$

$$K_i = \frac{(K_s - K_\infty)(f/f_0)^{1-\alpha}}{1 + 2(f/f_0)^{1-\alpha}(\alpha\pi/2) + (f/f_0)^{2(1-\alpha)}} + \frac{18\sigma}{f} \quad (\text{A}\cdot 9)$$

で与えられている。

海水の場合、

$$K_\infty = 4.8$$

$$\alpha = 0.02$$

$$f_0 = 20 \text{ GHz}$$

で、 $\sigma, K_s$  は海水の濃度、温度により変化するが、 $20^\circ\text{C}$ で一般の海水（濃度 36 ppt）を考えた場合、

$$K_s = 71.1$$

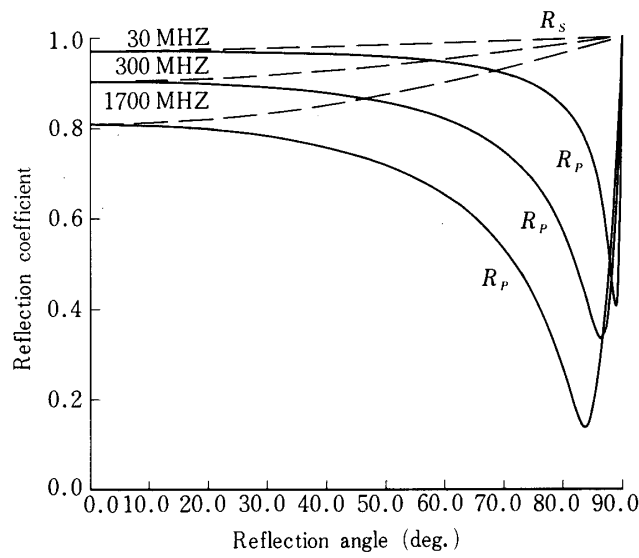
$$\sigma = 5.358$$

$f_0$  が 20 GHz であるので 2 GHz 以下の周波数では、 $K_r$  はほぼ一定値、 $K_i$  は (A・9) 式の 2 項目の  $1/f$  の項のみが主にきいている。なお、周波数についてのこの数値は表 1 にまとめた。

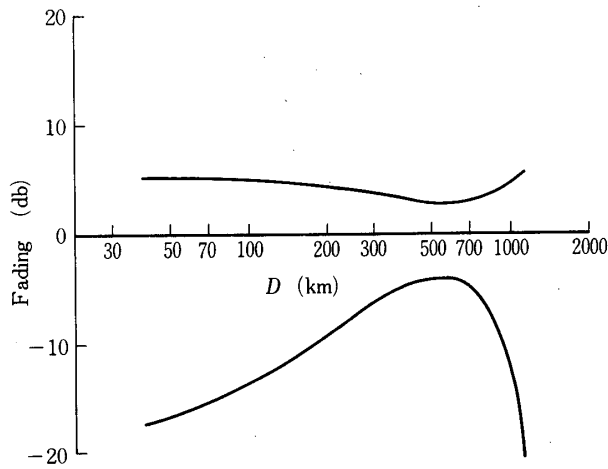
これらの数値をもとに計算した結果は図 A-2 に示した。

表1. 海水 (20°C) の複素誘電率と屈折率

	30 MHz	300 MHz	1.7 GHz
$K_r$	71.1	71.0	70.4
$K_i$	3214.9	322.6	62.6
$n$	40.54	14.17	9.07
$K$	39.65	11.39	3.45



図A-2 反射角度と反射係数の関係



図A-3 距離に対するフェーディング量

気球位置 1 km 移動ともなうフェーディングの回数は,

$$F = \frac{1000}{\lambda} \left| \frac{d(l_1 + l_2)}{dD} - 1 \right|$$

で与えられる. これは (A・1) (A・2) (A・3) 式を使って計算することができ, 本文中の第 17 図にその結果を示しておいた. ここで気球高度としては実際の値  $h_1 = 16$  km,  $h_2 = 26$  km をとり, 地球半径としては電波の屈折を考慮して, 実際の地球半径の 4/3 倍を採用した. 実験との一致は大変良いと云える.

入射角  $\phi$  がきまると (A・3) 式から距離がきまり, (A・7) 式から反射率がわかるので, 距離に対するフェーディングの量がわかる. 垂直偏波の場合反射振幅比が  $R_p$  であるのでフェーディングの量は

$$20 \log |1 \pm R_p|$$

であり, この量は図 A-3 に距離の関数として示した. 実験で観測された様に 700 km を越す頃から, フェーディングの量はきわめて大きくなり, 20 以上のマージンが必要になることを示している.