

# 気球用搭載機器

西村 純・広沢春任・太田茂雄  
藤井正美・大塚 豊・奈良禧徳

## 1. はじめに

高性能大型気球を開発するにあたって、気球の上空における動作、いろいろな性能を調べることは不可欠であり、観測の目的に応じて特有なセンサー、機器が必要になってくる。この目的のために、昭和 42 年気球部門が宇宙航空研究所に設置されて以来、気球皮膜材料の伸度を測定する特殊ひずみ計 [1]、精密高度計 [2]、気球内圧微小変動を観測する気球内圧計、気球内温度を測定する内温計、観測器の方向や揺れ角を検知する回転方位計、動揺計、また気球の上昇下降運動をコントロールする水素弁、バラスト装置、観測器の方向を規正するガスジェットコントロール等々が試作開発されてきた。

これらの機器は気球と言う特殊環境に最もよく適合するよう考慮されて設計試作されたものであるが、ここではそのうち、気球内圧計、動揺計、方位計、水素弁についてやや詳しくまとめることとした。

気球内圧計は 0.02mm 程度の薄い皮膜で作られた気球内の内圧変動をはかるため、最小感度 0.005mmAq の高感度のもをを試作し、一応の目的を達することができた。気球が水平浮遊状態にあるとき観測器のごくわずかな揺れを検出するため、動揺計はジャイロを適当にくみ合せて 0.1° 以下の揺れと、揺れの方向を検出することができる。この装置をつかって水平浮遊中の観測器の揺れは 0.1° 程度であることが観測された。

観測器の向きを検知する方位計は磁針の方位を利用するもので、精度  $\pm 5^\circ$  程度であり、この観測を通して、水平浮遊状態における観測器の回転は 1rpm 以下であることが数回にわたって確かめられた。

水素弁は気球内水素ガスを指令電波により放出するもので、気球の上昇速度をコントロールし、また気球を下降させバラストを落下させて適当な風向をもつ高度に気球を滞空させ、気球を望む地点へ運ぶことができる。

今回試作したものはガス圧を利用する開閉弁で、排気能力としては、地上で毎分 60kg の浮力に相当する水素ガスを放出する能力をもっている。

これらの機器の目的、性能の詳細については以下各項に詳しく述べられるので、ここではこれ以上触れないこととするが、これらの機器の使用により、従来不たしかな点のあった気球の上空における動作が明らかとなってきたことを付記する。

## 2. 気球内圧計

### 2.1 はじめに

プラスチック気球の性能を知るために、次のような場合の気球内圧力(大気圧との差圧)

を測定できると便利である。

- (1) レベルフライトに入るときの内圧上昇
- (2) バースト時の内圧上昇
- (3) 上昇および下降中の内圧変動

気球が上昇して満膨張に達したとき、エスケープチューブより余分の水素を放出してレベルフライトに入るのであるが [3], エスケープチューブの設計が悪いと排気が十分に行なわれず内圧が上昇して気球はバーストしてしまう。

正常な排気が行なわれる場合には内圧上昇は  $0.01 \text{ g/cm}^2$  程度になるように設計されている。(1) の測定はこのようなレベルフライト突入時の内圧を調べることによって、気球デザインの可否を知るのが目的である。

(2) のバースト時の内圧測定からは、気球材料の性能を知ることができる。材料テストとしては、常温および低温における種々の材料試験 [4], 水モデルテスト [5], などいろいろ行なっているが、実際に気球として上空に揚った状態での材料の性能を知ることができれば、気球の設計上非常に有効である。この目的のため排気口を持たない気球をとばし、そのバースト時の内圧  $\Delta P$  を知れば、次式によってバースト時に気球皮膜が受けた張力  $T$  を知ることができる。

$$T \approx \frac{R}{2} \cdot \Delta P$$

ここで、 $R$  は気球の曲率半径である。また、気球が満膨張に達してからバーストするまでの時間と内圧上昇から皮膜材料の伸びを計算でき、地上での低温試験結果と比較することもできる。

(3) の上昇中および下降中の内圧測定は (1) の測定の過程で行なうことができ、気球の自然形理論の確認のために行なう。

以上のような目的のため昭和 41 年にストレインゲージを用いた気球内圧計を試作し、この年の大気球飛しょう実験において使用したところ、期待通りの測定を行なうことができた。

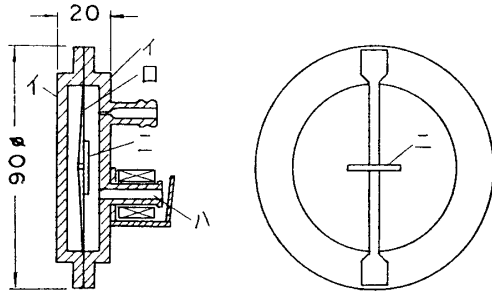
昭和 41 年の内圧計の感度は  $0.05 \text{ g/cm}^2$  程度であったので、レベルフライト突入時の内圧測定には少し不足があるため、昭和 42 年は更に感度を上げた内圧計を試作し、大気球飛しょう実験に使用したので、ここに紹介する、

## 2.2 構造

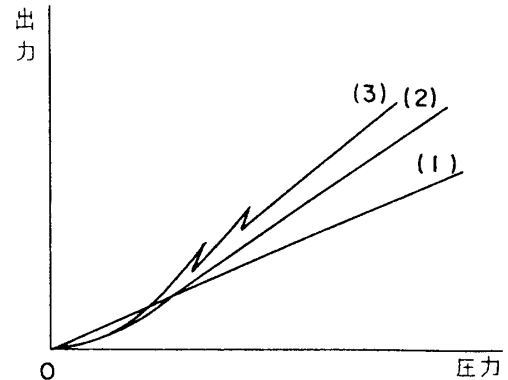
### (1) 昭和 41 年型内圧計

内圧計は大気圧と気球内圧との差を検出する差圧計であり、正負の圧力が測定できるようになっている。動作原理は天然ゴムの隔膜に受けた圧力を隔膜の両側に張ったストレイン・ゲージで電気的にとり出すものである。

第 1 図に構造を示す。(イ) は直径 90 mm, 厚さ 10 mm の皿状のアルミわくで、ゴム気球などに使う上質の天然ゴム (0.2 mm 厚) の隔膜 (ロ) をはさんでいる。図中、隔膜の左側は大気に、右側は気球に通じている。(ハ) はゼロ点校正弁で、これを開くと隔膜の両側とも大気に通ずるようになるので、テレメータ系を含めたゼロ点の校正ができる。このため内圧計、アンプ、テレメータのゼロ点ドリフトはあまり問題にならなくなる。第 1 図右



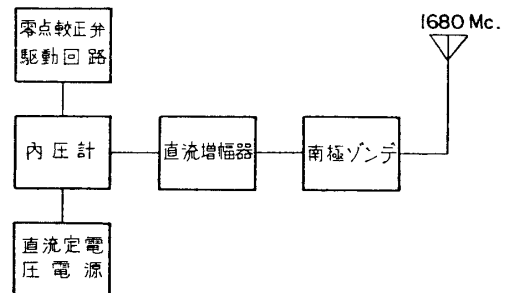
第 1 図 41 年型内圧計の構造



第 2 図 枕の効果

に示すように、アルミわくにはアルミ用ポリエステル・ゲージ KP-70A 1-23 のベースを幅約 3mm に削ってはりつけてある、(二) はゲージにゴム膜が引っかからないようにゲージとゴム膜を隔てている枕で、膜に加わった圧力を十分にゲージに伝える役も兼ねている。この枕が無い場合にはゲージとゴム膜の間の摩擦ため第 2 図 (3) のような特性を生じたり、(2) のように圧力の小さいところで特性が湾曲したりすることがある。しかし枕を高くするに従って出力が減少するので、適当な高さを選ぶ必要がある。我々の場合は 2mm 程度のものにしてある。

次に、気球内圧測定時のブロック・ダイアグラムを第 3 図に示す。ブリッジ電源は 1000 c/s のトランジスタ発振器から供給される。ブリッジの出力は増幅器で 60~70 db 増幅され、検波して南極型ゾンデの変調器に入る。南極ゾンデから変調周波数の変化として 1600 Mc の電波で地上に伝送される。ゼロ点校正弁駆動回路は 5 秒間測定、2 秒間校正となるような電圧をゼロ点校正弁に与える回路である。



第 3 図 41 年型内圧計のブロック・ダイアグラム

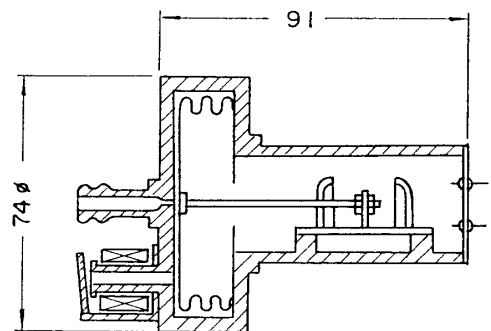
### (2) 昭和 42 年型内圧計

この内圧計は東洋測器 K. K. に試作させたもので、原形は東洋測器で市販している DLPU 型差圧計である。この差圧計は受圧面に金属のベローを用い、その力を非接着型ストレイン・ゲージで検出するようになっている。

我々はこの差圧計を気球搭載に便利のように、次の点を改造した。

- (i) 出力電圧が大きく取れるように印加電圧を 10V に増した
- (ii) ゼロ点校正弁をつけた
- (iii) 重量の軽減

重量の軽減のため外側の材料はすべてアルミを用い、ブリッジの入出力もコネクタを使用

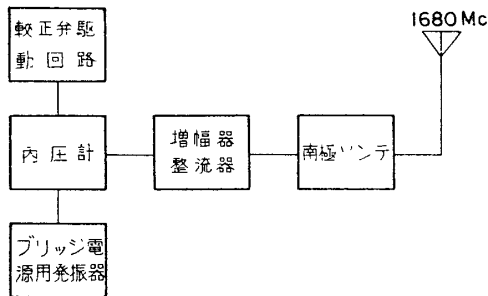


第 4 図 42 年型内圧計の構造

わずハーメチックシールを用いている。また、不要な部分を極力少なくしたので、原形の重量の約 1/4 になった。

第4図にその構造を示す。

次に昭和42年に行なった気球内圧測定のためのブロックダイアグラムを第5図に示す。ブリッジ電源は定電圧回路を通して乾電池から供給している。ブリッジの出力は直流増幅器



第5図 42年型内圧計のブロック・ダイアグラム

で、バースト時の内圧測定の場合は 60 db, レベルフライト突入時の内圧測定の場合は 80 db 増幅して南極型ゾンデに加えている。直流増幅器は 60 db の場合は NEXS のユニットアンプ SQ 10a を使用した。80 db の場合は同様に NEXS の SA 3a と SQ 10a を使用し、おのおのに 40 db ずつ受け持たせた。ゼロ点校正回路は前年のものと同様に 5 秒間測定、2 秒間校正となるような電圧を弁に加える回路である。

### (3) 調 整

昭和41年型の内圧計は隔膜に柔らかい天然ゴムを用いているため、圧力はゴム膜でなくほとんどストレインゲージが受け止めている。このためゴム膜の弾性率の温度係数が出力に与える影響はごくわずかで、ほとんどストレインゲージのベースの弾性によっている。したがって周囲温度の変化による感度の変動は少ない。

周囲温度によるゼロ点の変動はブリッジを構成する各辺の抵抗の温度係数の違いから起るのであるが、ストレインゲージの出力も小さいので無視できない。そこで組み上げた内圧計に比例辺抵抗を取りつける前に、ストレインゲージ側および多くの比例辺抵抗の温度係数を測定し、最もゼロ点移動が小さくなるような対を選び出してブリッジを構成した。ブリッジのバランスは比例辺抵抗の一辺にマンガン線をそう入して調整した。

昭和42年型の内圧計は非接着型ゲージを用いているため、同一材料でブリッジが作られているのでゼロ点移動はあまり大きくはない。また、バランス調整は直流増幅器側で行なった。

### (4) 特 性

41年型および42年型の特性を次に示す。

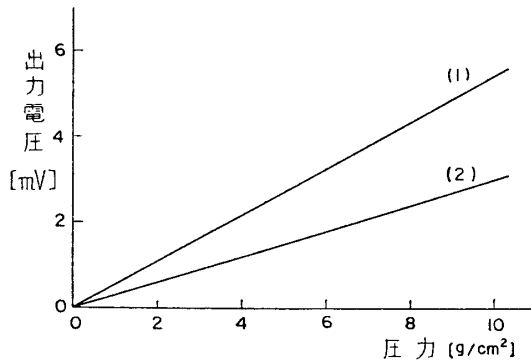
	昭和41年型	昭和42年型
測定範囲	0.05~10 g/cm <sup>2</sup>	0.005~20 g/cm <sup>2</sup>
出力電圧	180 μV/V/g/cm <sup>2</sup>	100 μV/V/g/cm <sup>2</sup>
入力抵抗	170 Ω	350 Ω
出力抵抗	210 Ω	350 Ω
最大入力印加電圧	3V	10V
出力温度係数	±0.06%/°C以下	
重量	200 g	500 g

42年型の内圧計は前年のものに比べ最低測定範囲が一けた改善された。また、単位出力

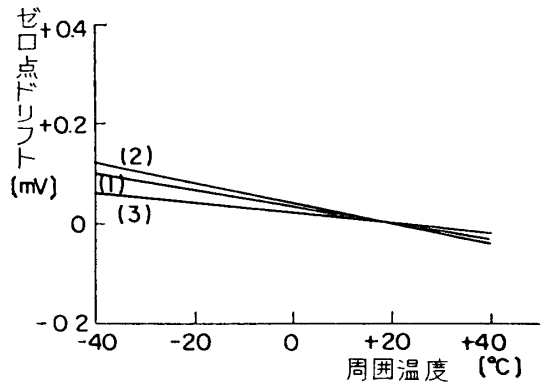
電圧は低くなったが、最大印加電圧が大きくなったので、実際の出力電圧は大きくなった。重量については軽量化に努力したのであるが、構造上41年型よりかなり重くなっている。

第6図に印加電圧3Vのときの内圧—出力電圧特性を示す。(1)は41年型、(2)は42年型である。

第7図は周囲温度の変化に対するゼロ点ドリフトの特性である。(1)は41年型の平均である。42年型のものほとんど(2)と(3)の間にあった。



第6図 3V印加時の出力の比較



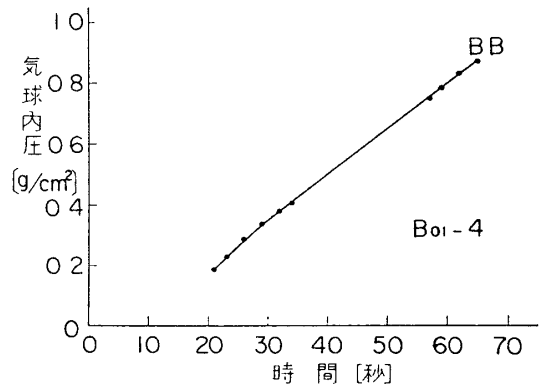
第7図 周囲温度変化に対するゼロ点ドリフト

(6) 測定結果

41年型の内圧計は研究室で約10台試作した。42年型の内圧計は東洋測器に6台試作させた。共に大気球飛ばし実験に使用し期待通りの測定を行なうことができた。ここではこれらのうちのいくつかを紹介する。

第8図は昭和41年9月2日に大洋村から飛揚したB01-4型気球のバースト時の内圧である。この気球は皮膜テストを目的として揚げたものである。皮膜材料はポリエチレンDFD-5505で、大日本印刷K.K.で製作した20μの厚さのものである。気球の容積は100立方メートルで排気口を持っていない。この気球は高度130mbにおいて満膨張に達し、約50秒後に内圧が0.87g/cm²に上昇してバーストした。

気球は満膨張に達しても上昇を続けるので、それに相当する大気圧の低下分だけ気球内圧が上昇する。したがってB01-4型気球のバースト時の上昇速度(約6mb/分)から、満膨張からバーストまでの大気圧の下降を求めると5mbとなる。したがって、気球内圧の上昇は約5g/cm²起り得るはずであるが、実際に測定したところでは0.87g/cm²の上昇であった。これは内圧上昇によって気球皮膜が伸びて、容積が増したことを示している。その増加分ΔV[%]は満膨張からバーストまでの大気圧の低下をΔPa、実測した内圧の上昇をΔP、バースト時の気球の高度をPとすると

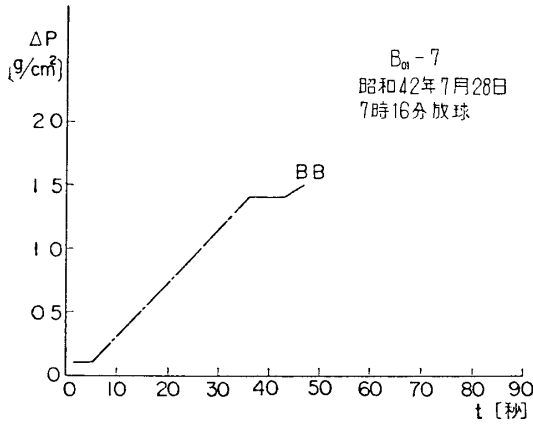


第8図 B01-4の破裂時の内圧上昇

次のように求められる。

$$\Delta V = \frac{\Delta P_a - \Delta P}{P} \times 100 = \frac{5 - 0.87}{130} \times 100 \approx 3.18 \text{ [\%]}$$

皮膜の伸び率は容積の増分の1/3であるから、気球皮膜の伸びは1.06[%]である。



第9図 B01-7の破裂時の内圧上昇

第9図は昭和42年7月28日に大洋村から放球した容積100立方メートルのB01-7型気球のバースト時の内圧である。皮膜材料は三菱油化のポリエチレンZE-31で、同社の研究所で製作した厚さ20μのものである。

この気球は136mbの高度で満膨張に達し、48秒後に内圧が1.5g/cm<sup>2</sup>まで上昇してバーストしている。バースト時の上昇速度は6mb/分であったから、ΔPaは4.8g/cm<sup>2</sup>となる。前例と同様に容積の増分を求めると、次のようになる。

$$\Delta V = \frac{4.8 - 1.5}{136} \times 100 \approx 2.43 \text{ [\%]}$$

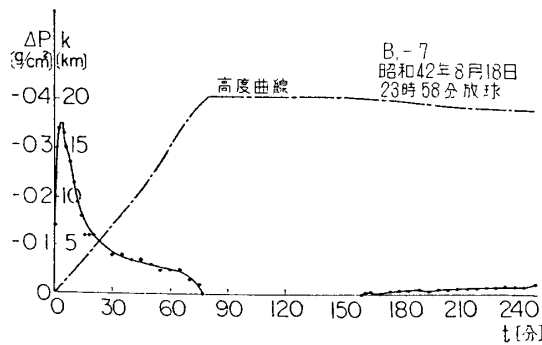
したがって、気球皮膜の伸びは0.81[%]と求められる。

第10図は昭和42年8月19日に大洋村から放球した容積1000立方メートルのB1-7型気球の上昇曲線および気球内圧である。

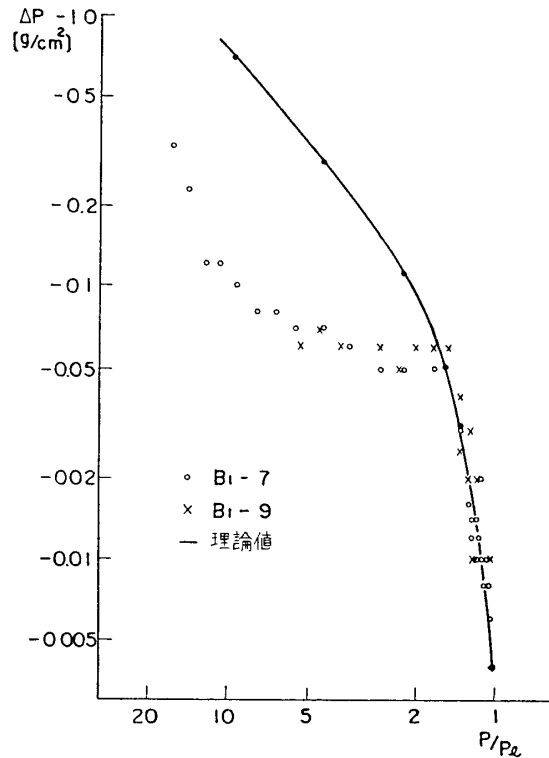
上昇中および下降中の気球内圧は負であり、気球の上昇と共に減少し、レベルフライトに至ってゼロとなる。また、なんらかの理由で気球が下降し始めると内圧は再び増大する。

この負圧は気球の膨張していない部分の高さおよび大気圧とで定まる値を持つもので、自然形気球の理論を用いて計算できる。

第11図に自然形気球の理論[6]から求め



第10図 B1-7の高度曲線および内圧変動



第11図 自然型気球の内圧

た負圧と B<sub>1</sub>-7 および B<sub>1</sub>-9 型気球で測定した内圧を示す。横軸には気球がその時々位置するところの気圧  $P$  とその気球のレベルフライト時の気圧  $P_i$  との比  $P/P_i$  をとっている。測定値は  $P/P_i$  が 1.5 付近で曲って理論値と離れてしまうが、これは気球のふくらみが少ないところでは気球上部と内圧計との連絡が完全でないためと思われる。しかし、 $P/P_i$  が 1.5 より小さいところでは理論値と測定値とはかなり良く一致している。

始めに述べたように気球がレベルフライトに入るときにエスケープ・チューブより余分な水素を放出するが、もしエスケープ・チューブの設計が適当でなければ気球内圧が異常に上昇し破裂してしまう。第 10 図に示したように B<sub>1</sub>-7 型気球ではレベルフライト突入時に正圧が認められなかった。この内圧計の感度は  $0.005 \text{ g/cm}^2$  であるので、内圧上昇はこれ以下であったと言える。したがって、エスケープ・チューブの設計は完全であることが確認された。

### (7) 今後の方針

毎年行なう大気球実験に用いる気球の皮膜材料テストのために、小形気球によるバースト・テストは今後とも必要である。また、新しく開発される気球材料のテストのためにも、バースト・テストは数多く行なう必要がある。このための内圧計感度はあまりいらぬが、取り扱いが簡単で値段の安いことが一つの条件になる。これには 41 年型の内圧計が適しているので、この型のものを改良していくつもりである。

42 年型の内圧計は受圧面周辺の重量が 41 年型より重いので、加速度の影響を受けやすく、気球のゆれの大きいときには適さないが、感度が良いのでレベルフライト時の測定には適している。今後は加速度の影響が小さくなるように改良する。

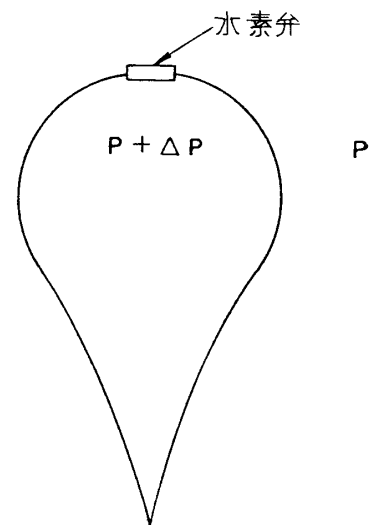
## 3. 水素弁

プラスチック気球の上昇中、上昇速度を下げるため水素ガスを気球から放出し、また適当な高度に滞空させるために水素弁が使われている。気球がレベルフライトに達したのち、上空の風に流されて受信領域からはみだしそうになったとき、この弁を用いて逆方向の風のある高度まで気球を降下させることもできる。このようにして気球を受信領域に長時間滞空させる試み [7] は既になされてきたが、この方式を利用することにより気球を適当に誘導して希望の地点に観測器を確実に回収することも可能であると考えられる。

水素弁の原理図は第 12 図に示したが、気球頭部に弁をとりつけ、弁を開くことにより水素を自然放出させる。

弁の性能は開弁した面積でさだまるので、能率よく水素を放出するためには弁の面積を大きくすると同時に、これに見合ってストロークを大きくする必要にせまられてくる。

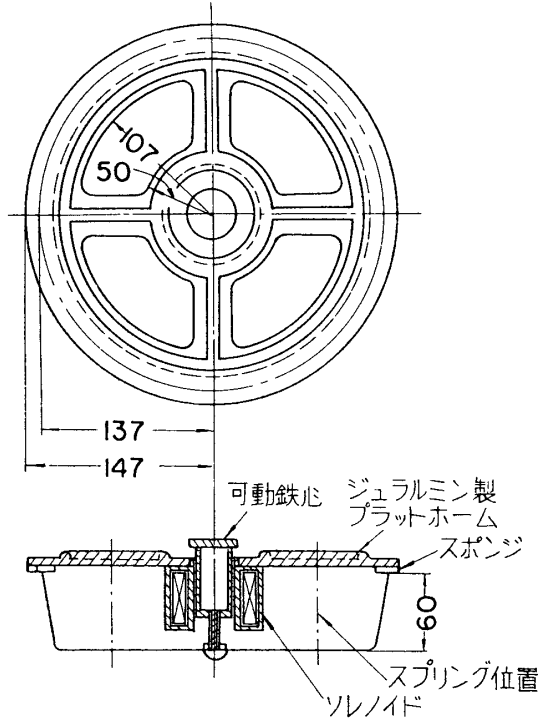
我々が数年前に試作した弁については既に文献 [8] に示したが、再録すれば第 13 図のような設計のものである。上部プラットフォームの排気面積は  $230 \text{ cm}^2$  であり、外縁



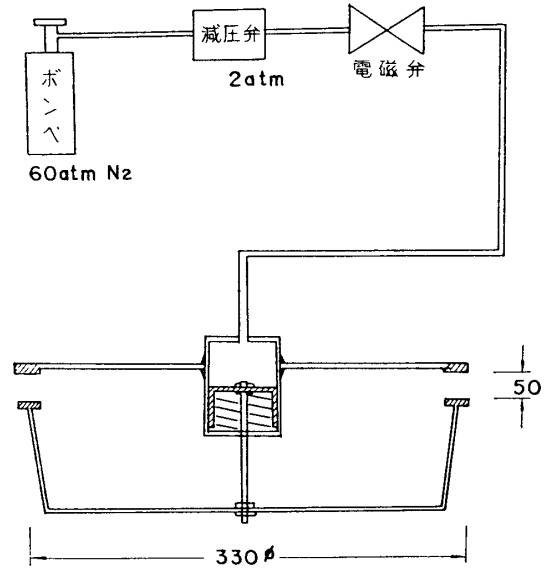
第 12 図 水素弁の原理

の排気部のストロークは 1cm でその面積は  $86\text{cm}^2$  であった。これは安全性と確実性を考えて、開弁の機構としてソレノイドを使用したため、排気能力も地上で  $7\text{kg/min}$  程度のものであった。

今、気球頭部における内外圧差を  $\Delta P$ 、外気圧を  $P$  とし、排気のための有効面積を  $S$  と



第 13 図 ソレノイド式水素弁 (単位 cm)



第 14 図 ガス圧式水素弁

すれば、単位時間に放出される水素の容積は [9]

$$V = 1.2 C_0 \left( \frac{\Delta P}{P} \right)^{1/2} S \quad (1)$$

であたえられる。ただしここで  $C_0$  は水素内の音速である。

気球が上昇するにつれて外気圧がさがると気球の容積もふえ、(1)式にしたがって単位時間に失われる浮力  $F$  は  $P^{5/6}$  に比例し

$$F = F_0 \left( \frac{P}{P_0} \right)^{5/6} \quad (2)$$

で与えられることになる。ここに  $P_0$ 、 $F_0$  はそれぞれ地上の気圧と、地上での排気量をあらわしている。

従来の排気弁を使用して高度 25 km で 10 kg の浮力を放出しようとするならば、約 30 分要することが (2) 式から明らかである。また実際にテストを行なった結果もこの値とよい一致を示していた。

実用的には排気能力を一けた近くあげるの必要があり、そのためにはストロークの機構を変更して数 cm にふやすことが当初より考えられていた。動作機構としてはモータドライブ、ガスドライブの双方について検討した結果、現状では安全性の点から考えて後者を採用することにし、そのデザインおよび機構は第 14 図に示す通りのものとした。ストロークは 5 cm である。ポンペには窒素ガス 70 気圧をつめ、減圧弁を通して 2 気圧に下げる。電磁弁に通電するとガス圧がベロフラムにかかり水素弁は開く。電流を断ればベロフラム中のガスは電



第1表 水素弁要目

1. 方 式	ソレノイド方式	ガス圧方式
2. 電 力	100 V 500 mA	16 V 200 mA
3. ボンベ容量	—	90 cc
4. ガ ス	—	窒素 70 気圧
5. 開 弁 力	2 kg	6 kg
6. 排 気 口	プラットフォーム 230 cm <sup>2</sup> 外 縁 部 86 cm <sup>2</sup>	550 cm <sup>2</sup> 525 cm <sup>2</sup>
7. ストローク	10 cm	5 cm
8. 排気能力	7 kg/min* (地上)	60 kg/min* (地上)
9. 重 量	2.4 kg	3.5 kg
10. 低温性能	-70°Cで動作	同 左

\* (2)式の  $F_0$  は気球内ガス量の六乗根に比例している。ソレノイドでは 2 m<sup>3</sup>, ガス圧方式では 30 m<sup>3</sup> でテストが行なわれた。

磁弁の排気口から放出され水素は自動的に閉じられる。ボンベ中のガスは60回の開閉で使用しつくされるが、実用的にはこの程度で十分である。

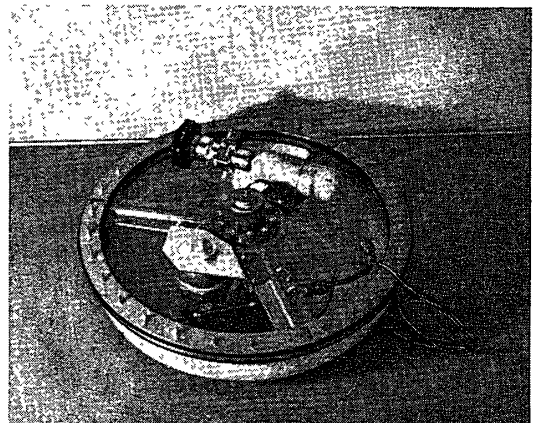
比較のため従素のマグネット方式と並べてその要目を第1表に掲げた。

この水素弁を東京航空計器で5個試作し(第15図), 昭和42年度の気球実験で種々のテストを行なった。

第16図に示すのは地上テストの結果で、水素弁を気球にとりつけ、開弁してその浮力減少を測定したものである。1秒間開弁するごとに1kgの浮力損失がありほぼ所定の性能を有することがこのデータからわかる。

気球に取り付けての実際の飛揚は三度に行なわれたが、その一例を第17図に示した。高度7kmで指令電波により30秒間この弁をひらき、水素を放出することによって、気球は自由浮力を失い、この高度で水平浮遊に入った。この実験は高度7kmに吹く強い西風で気球を東方に流し、受信限界でバラストを降下させて気球を再び上昇させ、ついで上空の東風で基地方向に気球をもどす試みであり、海の上空で安全に長時間浮遊を行なわせる目的もあった。

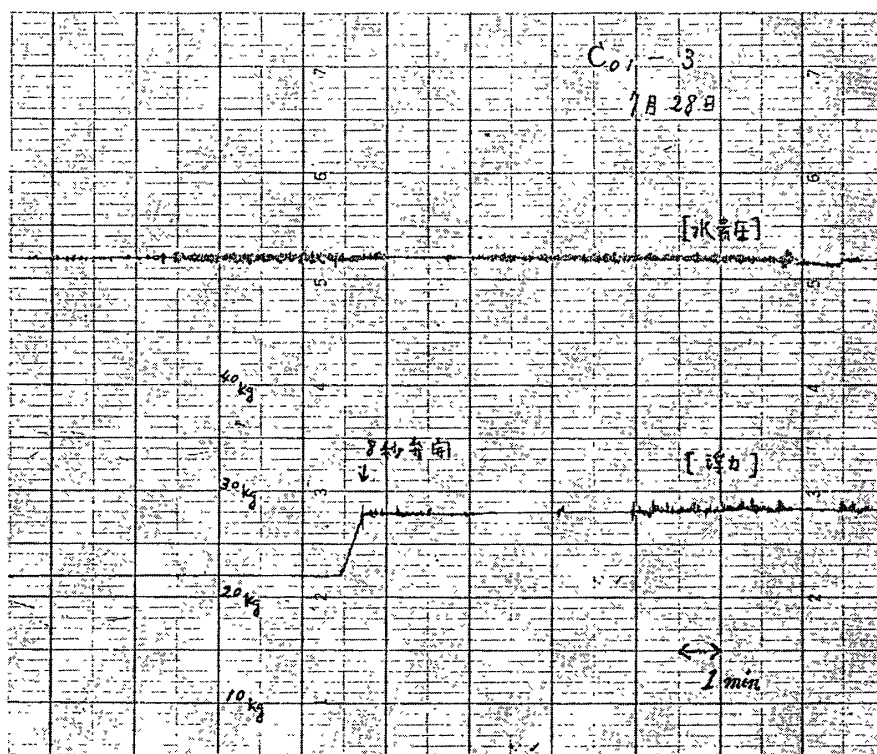
高度7kmでの排気能力は(4)式から毎秒0.5kgと推定され実験結果はこの推定とよい一致が見られている。



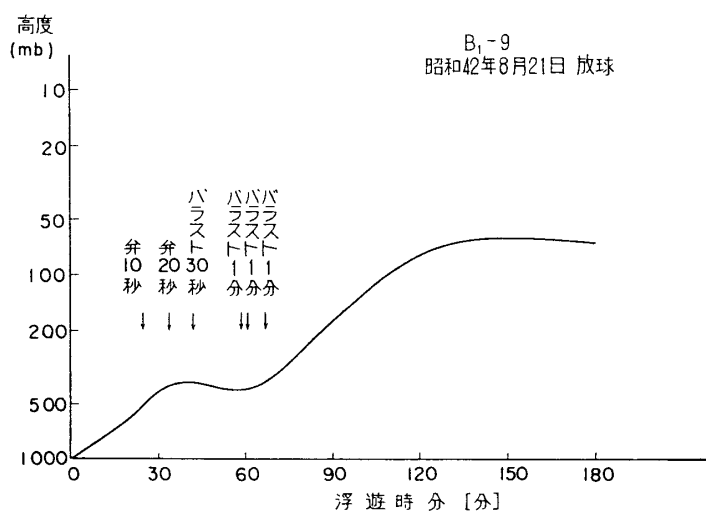
第15図 水 素 弁

#### 4. 動 揺 計

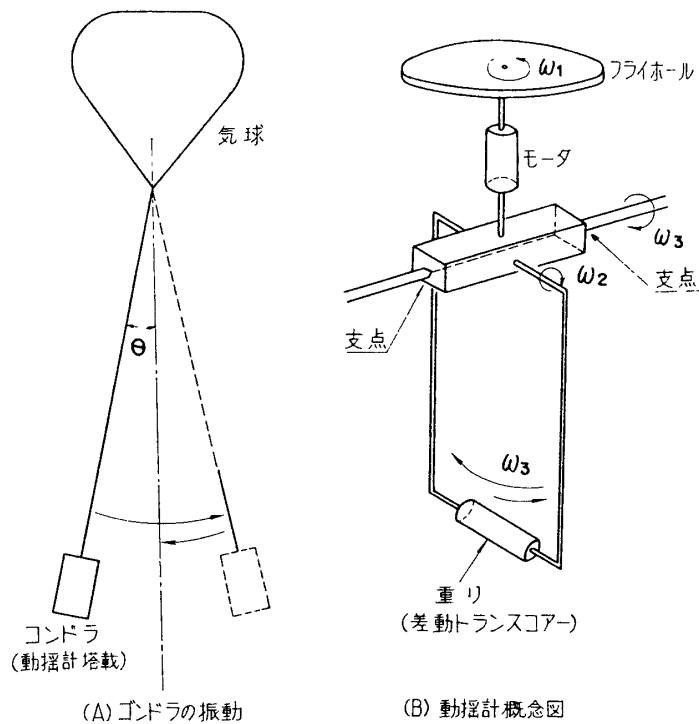
気球飛しょう中のゴンドラの動揺を調べるための動揺計を試作した。本装置の原理は、ゴンドラの動揺を振子の振動に変換することにより検出するものであるが、ゴンドラとゴンドラ内振子とで構成される二重振子において、ゴンドラの振動周期は、ゴンドラ内振子の振動周期に比べて一般に著しく大きくなるので、二重振子の解析から容易にわかるように、ゴン



第 16 図 水素弁地上テスト



第 17 図 上昇曲線



第 18 図

ドラ内振子に大きな応答を期待することができない。そこで、第 18 図(B) に示すように、モータによって駆動するフライホイールを振子の垂直軸上に取りつけ角運動量を与えることによって、感度の上昇をはかるとともに、振動方向の検出あるいは円錐運動の有無の検知をも可能にした。振子の振れ角は差動トランスによって電氣的出力に変換される。試作した装置を気球に搭載して行なった測定の結果、検出可能な最小角度はおよそ 0.1 度であった。

動揺計内の振子はゴンドラの動揺に対して次のように応答する。

(1) フライホイールが静止している場合

ゴンドラの振動方向が

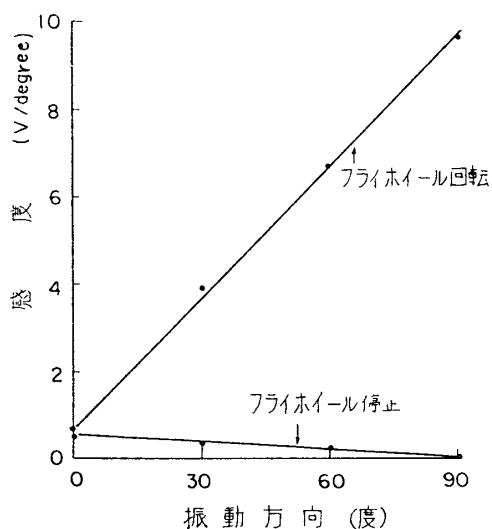
- a. 振子の振動面に平行なら、振子はゴンドラの振れ角に比例したある小さい角度振れる。
- b. 振子の振動面に直角なら、振子は振れない。

(2) フライホイールが回転している場合

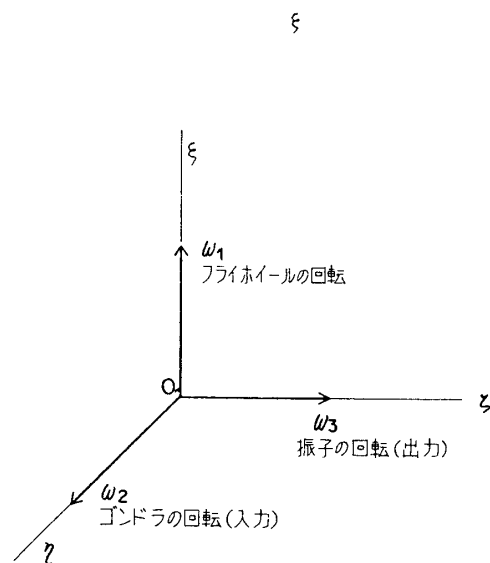
ゴンドラの振動方向が

- a. 振子の振動面に平行なら、振子はゴンドラの振れ角に比例したある小さい角度だけ振れる。比例係数はモータ静止時にほぼ等しい。
- b. 振子の振動面に直角なら、ジャイロモーメントが働き振子は大きく振れる。

このようにゴンドラの振動方向によってフライホイールの回転時と静止時の感度の比が異なる。第 19 図は振動方向による感度の変化を測定して得た感度特性である。横軸はゴンドラの振動方向が振子の振動面となす角度であり、縦軸はゴンドラの単位振れ角当りの出力電圧である。これから、フライホイールの回転時と静止時の出力の比をとることによりゴンド



第19図 振動方向による感度変化



第20図 ゴンドラの振動方向と振子の振動面が直交する場合の角速度ベクトルの間の関係

ラの相対的な振動方向を推定でき、したがってそのときのゴンドラの振れ角を決めることができる。つまり、モータの回転停止を繰り返して、出力信号を次々に比較していくことにより、1チャンネルの信号によって任意の振動方向の振れ角を求めることができる。

フライホイールが回転しているときの感度はゴンドラの振動の角速度に依存するので、ゴンドラをつるす綱の長さによって感度が変わってくる。振子とゴンドラの振動面が直交している場合の振子の運動は次のオイラーの運動方程式によって表わされる。

$$C \frac{d\omega_3}{dt} - (A - B)\omega_1\omega_2 = -Mgl\theta_3 \quad (3)$$

ここで  $\omega_1$ ,  $\omega_2$ ,  $\omega_3$  はそれぞれ、フライホイール、ゴンドラおよび振子の回転角速度であり、 $A$ ,  $B$ ,  $C$  は第20図に示すように、それぞれ軸  $\xi$ ,  $\eta$ ,  $\zeta$  のまわりの慣性能率である。また、 $l$  は振子の等価的長さであり、 $M$  は振子の質量である。ゴンドラの綱の長さを  $L$ 、振れの最大角を  $\theta_0$  とすると、

$$\theta_2 = \theta_0 \sin \Omega t \quad \text{ただし、} \Omega = 2\pi \sqrt{\frac{g}{L}}$$

と表わせるから、

$$\omega_2 = \dot{\theta}_2 = \theta_0 \Omega \cos \Omega t$$

となる。そこで式(3)を  $\theta_3$  について解くと、角周波数  $\Omega$  で振動する解として、

$$\theta_3 = -\frac{A-B}{C} \theta_0 \omega_1 \frac{\Omega}{\Omega^2 - \omega_0^2} \cos \Omega t$$

を得る。ここで  $\omega_0 = (Mgl/C)^{1/2}$  は振子の固有振動の角周波数であるが、 $\Omega \ll \omega_0$  であるので、

$$\theta_3 = \frac{A-B}{C} \theta_0 \frac{\omega_1 \Omega}{\omega_0^2} \cos \Omega t$$

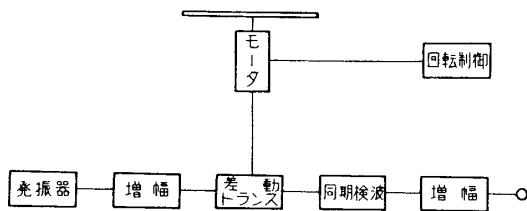
となり、 $((A-B)/C)(\omega_1 \Omega / \omega_0^2)$  が感度の増幅率になっている。これから、感度は綱の長さの

平方根に逆比例することがわかる。この関係は地上で校正した際に実験的に確かめられた。実際に気球に搭載する場合の感度は気球の綱の長さ（飛しょう中の振動の周期から求めることも可能）によって第19図の感度特性を校正して求めることができる。

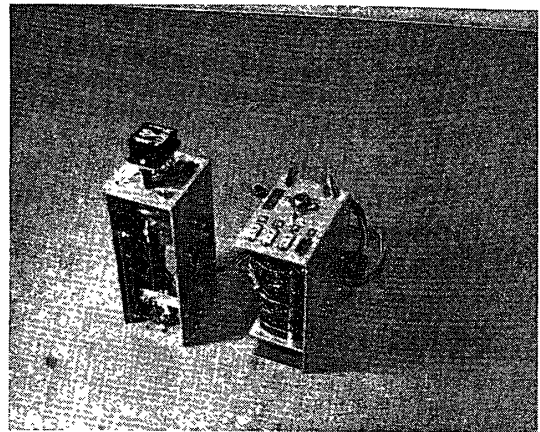
ゴンドラが円錐運動をすることも予想される。円錐運動をしていると、フライホイールの回転方向が、円錐運動の回転方向と一致する場合と一致しない場合とでジャイロモーメントの働く向きが異なるので、感度が異なってくる。したがって、モータの回転方向を反転させ、正転時と逆転時との出力を比較することにより、円錐運動の有無を検知することができる。円錐運動の半頂角は正転時と逆転時の出力の平均値から決めることができる。

そこで、試作した装置では、モータは正転、停止、ついで逆転の順に繰り返し動作するようプログラムし、出力をテレメータで送信するようにした。繰り返しの周期は1分とし、各動作部分の時間は15秒とした。第21図に振子の振れを差動トランスにより電気的信号に変える回路のブロックダイアグラムを示す。

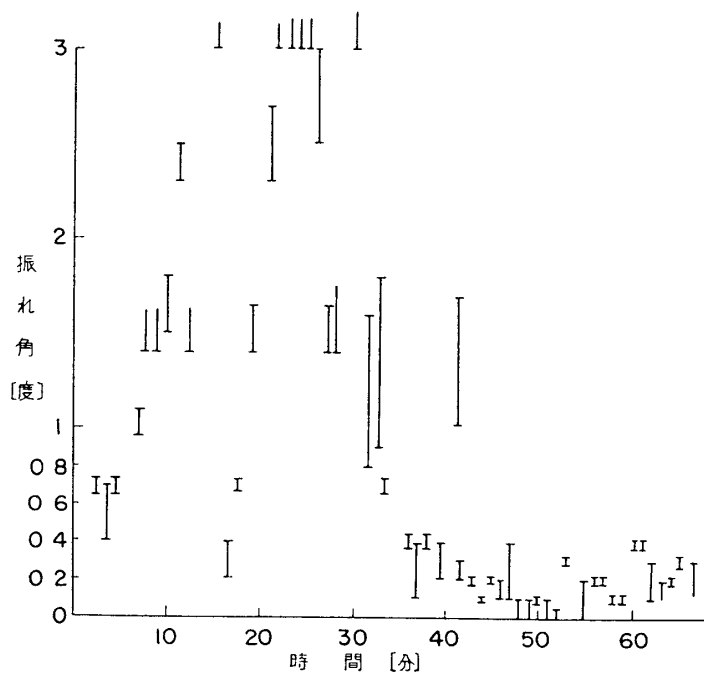
飛揚テストは昭和42年10月23日放球の気球において行なった。搭載した動揺計の本



第21図 振れ角を電気信号に変換する回路



第22図 動揺計



第23図 動揺の測定結果（昭和42年10月23日放球 B5-7 にて）

体および制御部を第 22 図に示す。この気球は強い偏西風に流され放球後およそ 70 分で送信電波の受信が不可能となったため、水平浮遊状態での十分な観測はできなかった。第 23 図は動揺の測定結果である。放球後およそ 40 分で急激に振動が減り、それ以後は  $0.2^\circ \pm 0.2^\circ$  程度の振動がみられた。本装置の測定感度の限界は  $0.05^\circ \sim 0.1^\circ$  であるが、それ以下になることもしばしばあった。

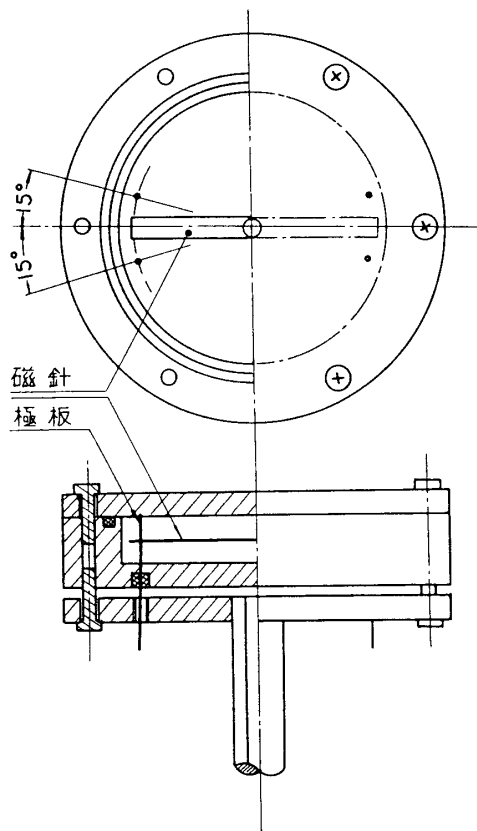
なお、円錐運動を行なっているとおもわれる顕著なデータは得られなかった。

## 5. 回転方位計

気球が水平浮遊状態にあるとき、観測器のむきを知ることがしばしば必要になってくる。また観測器自体がどのような回転状態にあるかを知ることが、方向規正のための基礎データとして欠くことができない。

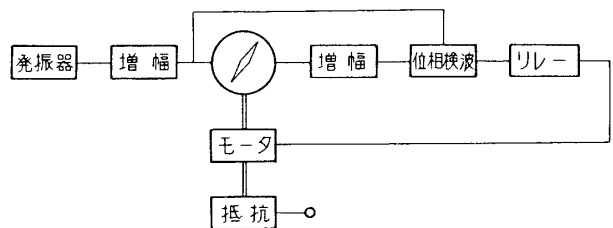
ここに述べる回転方位計は、従来地磁気による方向規正装置 [10][11][12] として考えられてきたものを利用したもので、原理はアルコールの中に磁針をおき、磁針の平衡位置からのズレをアルコールの抵抗の変化としてブリッジで検出し、抵抗がバランスするようにモータを駆動するものである。

アルコール容器の構造、およびその中の磁針と電極の配置を第 2 図に示した。磁針の長さおよび幅は、それぞれ 55mm および 5mm である。電極には直径 0.4mm の銅線を



第 24 図 回転方位計

を用い、磁針の平衡位置から  $\pm 15^\circ$  の位置に 2 対設けた。アルコールの分極作用を避けるために、周波数 1kc の交流ブリッジにより抵抗のバランスのズレを検出し、更にその出力を位相検波してモータを駆動させた。その回路のブロックダイアグラムを第 25 図に示す。図の円内がブリッジ部分である。角度は、モータの軸つまりアルコール容器の軸に、72 接点のロータリースイッチあるいは接点 12 のロータリースイッチ 2 個を直結し、前者の場合には 72 段階の抵抗値（あるいは電圧）の変化、後者の場合には 144 段階の抵抗値（あるいは電圧）の変化として検出した。それぞれの場合、1 ステップの変化は  $5^\circ$  および  $2.5^\circ$  に相当する。



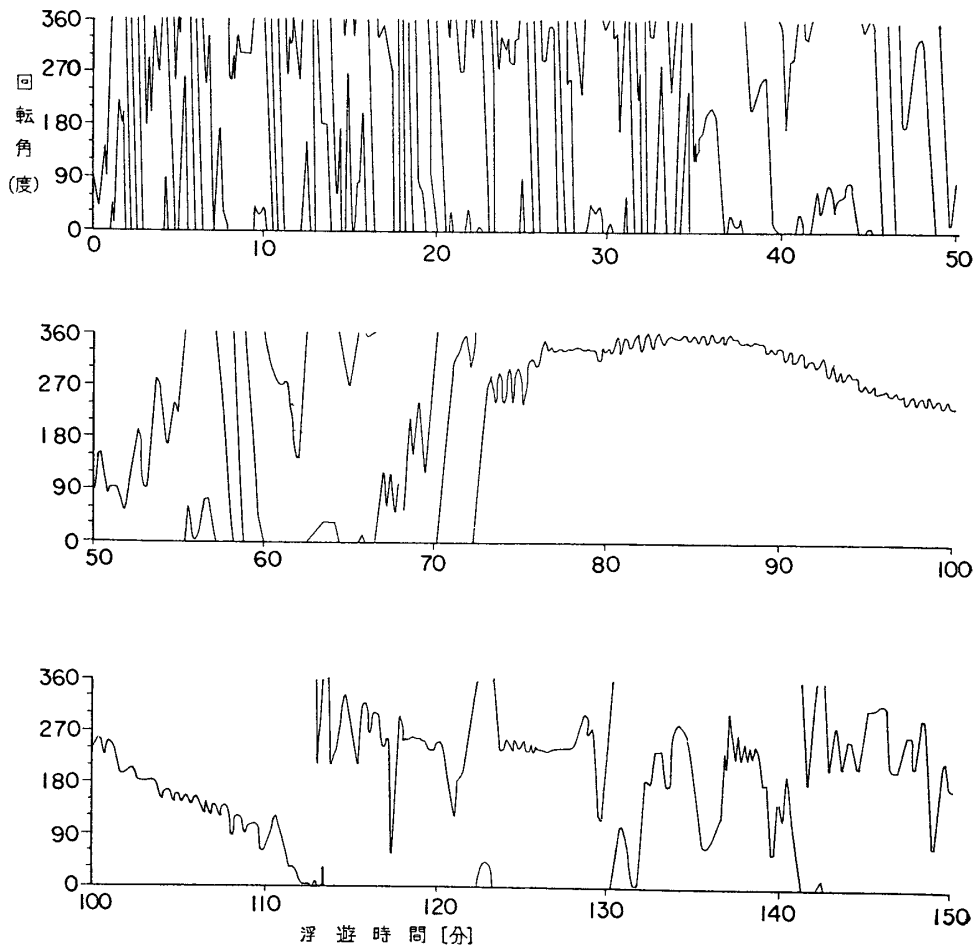
第 25 図 回転方位計ブロック・ダイアグラム

モータの回転速度は 1rpm からおよそ 3rpm までにした。この回転速度が大きいほど応答速度も上昇するわけであるが、アルコール中での摩擦により、磁針の追随性に限界があるため、回転速度を 10rpm 以上にするとハンティングを起す。

さてこのような仕様のもとで試作使用した回転方位計は全部で5であるが、その性能をまとめると第2表のようになる。4号機以外は、気圧、温度その他の観測データを時分割で送

第2表

回転方位計	No. 1	No. 2	No. 3	No. 4	No. 5
搭載気球	—	B <sub>2</sub> -1	B <sub>1</sub> -9	B <sub>20</sub> -2	B <sub>1</sub> -12
放球年月日	—	41.9.27	42.8.20	42.10.6	42.9.22
最小検出角度	5° (72等分)	5° (72等分)	2.5° (144等分)	2.5° (144等分)	5° (72等分)
応答速度	1.3 rpm	1.0 rpm	2.80 rpm	2.67 rpm	1.62 rpm
備考	地上テスト (宇宙研)	黄道光 (天文台)	飛しょう 性能テスト (宇宙研)	X線 (宇宙研)	太陽赤外線 (天文台)

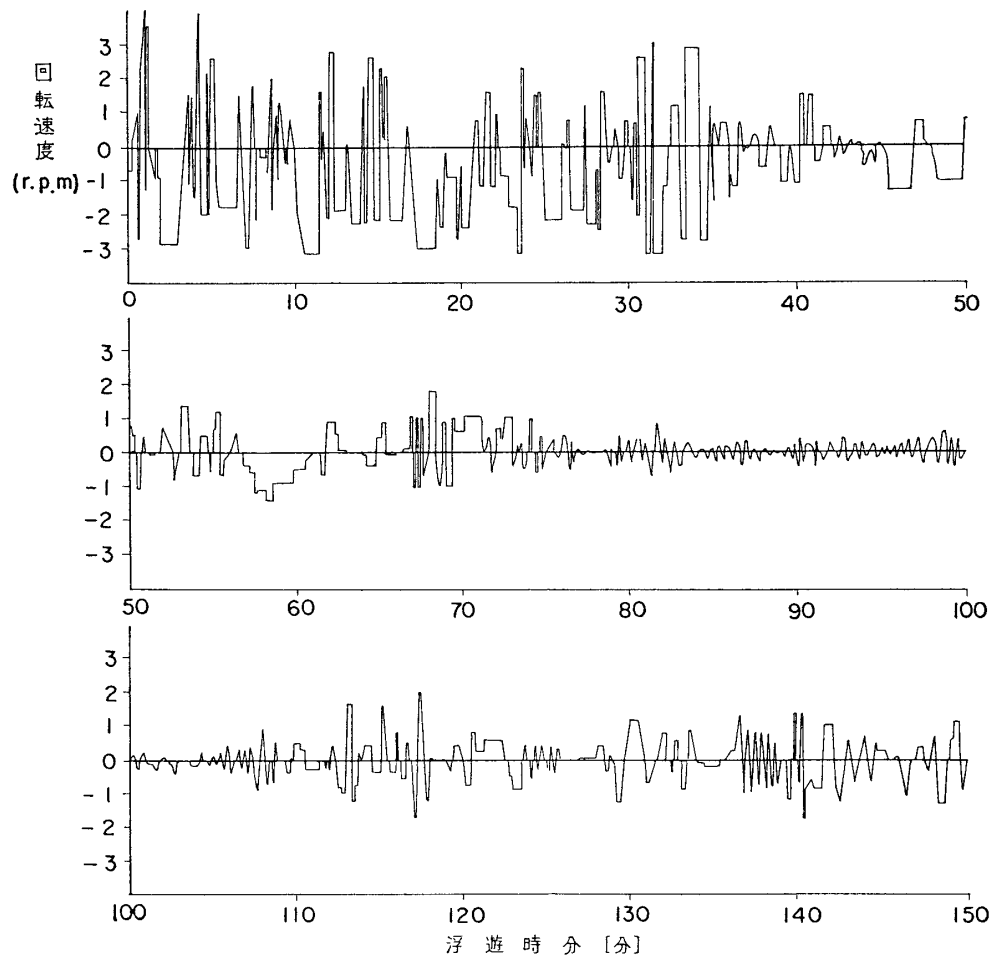


第26図 ゴンドラの回転角

信し、1サイクル約50秒のうち、回転角の送信には約10秒を使ったので、ゴンドラの回転、動揺がかなり激しい場合には、その動きを十分に知ることがむつかしくなっていた。しかし気球の水平浮遊時にはゴンドラの動きはなめらかで、回転速度にして0.5rpmからせいぜい1rpm以下であることがわかった。また、バラスト投下後しばらくの間ゴンドラの動揺が観測されることもあった。

昭和42年10月26日に放球されたB<sub>20</sub>-2号気球に搭載した4号機は、FM-FMテレメータのサブキャリア1チャンネルを使い、回転角とその他の観測データを同時に連続して送信したので、ゴンドラの回転状態がかなり明確になった。その様子を第26図に示す。これから気球上昇中にゴンドラの回転が激しいことがわかるが、これは気球、パラシュート、ゴンドラをつなぐロープのねじれや、風の影響と考えられる。放球後72分からゴンドラは静かになっているが、これは気球が水平浮遊状態に入ったためである。120分頃から気球はゆっくり下降を始めたが、ゴンドラの回転は再び速くなっている。図からわかるように水平浮遊時のゴンドラの回転の振幅は約30°で周期は約1分になっている。この周期は固有振動の周期と考えられる。

第27図は第26図をもとにして回転速度をもとめたものである。気球上昇中は回転方位



第27図 ゴンドラの回転速度



計の応答速度をしばしばこえるほどの速い回転をしているが、水平浮遊時には0.5rpm以下になっている。

1968年2月7日 宇宙工学

### 参考文献

- [1] 河田幸三, ほか: 気球皮膜のひずみ測定, 宇宙航空研究所報告 第3巻, 第2号(B)(1967).
- [2] 石井千尋, ほか: 大気球用気圧計, 宇宙航空研究所報告 第3巻, 第2号(B)(1967).
- [3] 西村 純: 気球概論, 宇宙航空研究所報告 第2巻, 第1号(C)(1966).
- [4] 河田幸三, ほか: ポリエチレン系気球皮膜材料の力学的諸性質の評価について, 宇宙航空研究所報告 第3巻, 第2号(B)(1967).
- [5] 西村 純, ほか: 気球の水モデル破壊テスト, 宇宙航空研究所報告 第3巻, 第2号(B)(1967).
- [6] 荻田直史: 気球の自然形, 宇宙航空研究所報告 第2巻, 第1号(C)(1966).
- [7] 丹生 潔: サイクリング気球, 宇宙航空研究所報告 第2巻, 第1号(C)(1966).
- [8] 西村 純, ほか: 気球アクセサリ, 宇宙航空研究所報告 第2巻, 第1号(C)(1966).
- [9] 東大原子核研究所気球グループ: プラスチック気球 I. INSTCB-2 (1962).
- [10] S. E. Golian and E. G. Reilly: Rev. Sci. Instr. **22**, 735 (1951).
- [11] 藤岡伍郎: 気球アクセサリ, 宇宙航空研究所報告 第2巻, 第1号(C)(1966).
- [12] 寺中正彦: 方向規正, 宇宙航空研究所報告 第2巻, 第1号(C)(1966).