

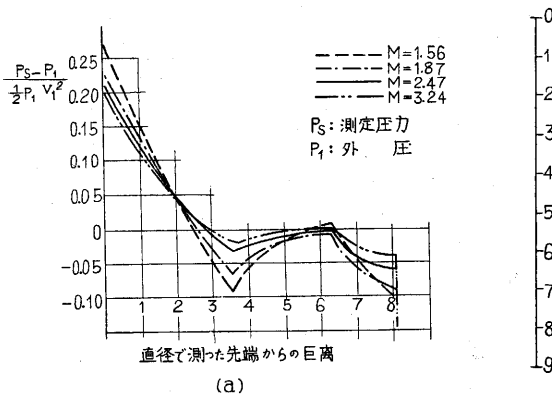
観測ロケット用気圧計としてのピラニゲージ

富永五郎・岡田繁

1. ま え が き

上空の気圧は観測用ロケットで観測する必要がある大切なもののうちの1つである。いままでもラジオゾンデによって20~30kmまでの上空の気圧は常時測定されている。20~30km上空での値は50~10mmHgであり、ラジオゾンデでは空盒気圧計を使うのが普通である。

ロケットの場合はゾンデとちがって秒速数100mの高速飛翔体から外の気圧を測定することになる。このような飛翔体の壁に開いた口をもつ部屋の中の圧力が何を示すか、したがって外界の圧力を測定するにはどうすればよいかは流体力学的に解かれなければならない問題である。それには大別して二通りの方法がある。第1の方法はV-2で行った方法で、あらかじめ実験的にロケット表面の圧力が外界の圧力と等しくなる場所を求める。



第 1 図

第1図はV-2についての風洞のデータで先端より直径の2~3倍うしろ、および5~6倍うしろにMach数のかなりの範囲でほとんど外界の圧力に等しくなる場所があることがわかる。

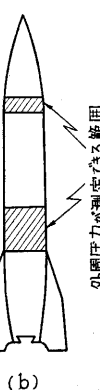
第2の方法は先端を円錐形として(工作は簡単になる)その先端におけるよどみ圧と、円錐面上の静圧を測定する。先端が円錐形をした高速飛翔体の表面圧力についてはすでにTaylor-Maccollによって理論的にも実験的にも詳しく調べられているので、それによって上記二つの圧力の比から外圧を求める。この方法はロケットの実際の速度を別な方法(たとえば地上からの観測)で知ることができれば外界の温度も求めることができる。各高度における温度が与えられれば、気圧についての流体力学

の式($dp/dh = -\rho g M/RT$)の積分によって各高度の圧力を求めることができるので、すぐれた測定法といえることができる。

ロケット観測につかえる気圧計は1. 電源もふくめて軽いこと, 2. 衝撃(~100g)に耐えうること, 3. 出力がテレメータにのせられること, 4. 目的にかなった測定範囲を必要な精度で測定できるもの, であることなどが必要である。測定可能範囲について考えると、ロケットの到達高度が100kmを少し超えるようならば地上760mmHgから 10^{-4} mmHg,もし測定方法として上記第2方法を採用するとすれば、円錐先端のよどみ圧は周囲圧力のおおよそ10倍ぐらいだから、地上付近のよどみ圧は10,000mmHgとなり、それから 10^{-4} mmHgの範囲を測ることができればよい。しかし従来の気圧計(真空計も含めて)ではこんなに広い範囲を1つでカバーして

しまうことはできず、どうしても真空計間の切り換えが必要になる。ただしアルファートロンゲージだけは1気圧~ 10^{-4} mmHgの範囲を同じゲージで測定することができる。

いくつかのゲージを組合わせて使う場合は、1. 空盒気圧計(ダイヤフラムゲージ), 2. ピラニゲージ, 3. フィリップスゲージ, 4. 電離真空計, 等が考えられる。その他ピラニゲージにきわめて特殊な工夫をほどこして測定範囲と精度を広げたものもあるが、あまりに特殊にすぎるので、ここでは考えないことにする。しかし将来ロケット観測が盛んになるときは、このような独特な気圧計が現



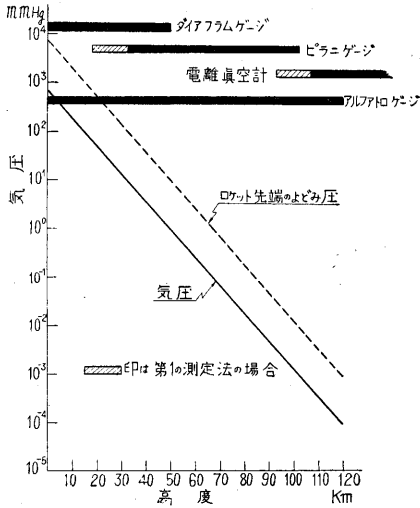
(b)

われてくるであろう。第2図には上空の気圧と、各種ゲージの使用範囲を图示する。

各ゲージの利害得失の比較はここでは行わない。検討の結果、われわれははじめにピラニゲージを分担したのでこれについて現在までにえられた結果をのべる。

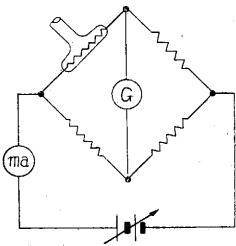
2. 定温度型ピラニゲージ

ピラニゲージとは円筒の中心軸に張った細い線の温度を周囲より高くとした場合に、その冷え方が円筒内の気体の圧力に依存する(もちろん気体の種類にもよる)ことを用いた圧力計である。測定法は1. フィラメントに一定電圧(あるいは電流)を加え、気圧の変化によるフィラメントの温度の変化を抵抗の変化として測定する方法、



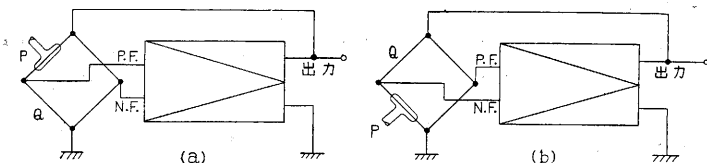
第2図 高度と気圧のおおよその関係と各気圧計の使用範囲

2. フィラメントの温度すなわち抵抗値が一定になるように電圧を加減し、そのときの電圧、あるいは電力等で測定する方法とがある。前者は圧力が大きくなるとフィラメントの温度が周囲の温度とほとんど等しくなるために高圧側の測定可能範囲がおさえられ、また圧力が低くなるとフィラメントの温度がどんどん高くなり、そのためフィラメントからの輻射損失が大きくなって圧力に対する感度がなくなる。このように別々の原因で圧力の高い側と低い側で感度がおさえられるので、 $10^{-1} \sim 10^{-3} \text{ mm Hg}$ とか $10^{-1} \sim 10 \text{ mm Hg}$ とか 100 倍程度の範囲しか測定できない。測定範囲を広げるためには第2の型式にしなければならない。これは原理的には第3図のような回路で、ブリッジがつねにバランスするように電圧を加減し、そのときの電圧または電流で気圧を知ることができる。これを



第3図 定温度型ピラニゲージ

第2の型式にしなければならない。これは原理的には第3図のような回路で、ブリッジがつねにバランスするように電圧を加減し、そのときの電圧または電流で気圧を知ることができる。これを



第4図 定温度型ピラニゲージの2つの形式 (P はピラニゲージ, P. F. は正饋還回路, N. F. は負饋還回路)

自動的にに行わせるには第4図の回路がふさわしい。さらに発振周波数を安定させるために、回路の一部に周波数選択回路網を挿入することができる。

軽量にするためには電力を節約しなければならない。したがってピラニゲージのフィラメントになるべく細い

線を使うことがのぞましい。われわれの用いたものは市販でもっとも細い白金線である直径 25μ と称するもので、これを外径 15 mm のガラス管内に 10 cm の長さ

3. 使用した回路

上にも述べたように発振周波数を安定にするためには、どこかに周波数選択回路を挿入した方がよい。しかし第4図のように主増巾器が P.F. と N.F. の両方のループの中に入っているので、選択回路は増巾器のそとに、すなわちピラニブリッジのピラニを含まない側のアームに入れるのがよい。使用できる選択回路にはたとえばウィーンブリッジがある。このネットワークはよく知られているように当該周波数の電圧を通す型のものであるから、P.F. のループ要素として入るべきものであり、したがって第4図(b)の型式になる。この場合、ウィーンブリッジは入力電圧に対して出力電圧は $1/3$ であるから、 $Q=2P$ になり、ピラニゲージ P で消費される電力の2倍をバランスのための抵抗 Q で消費しなければならない。このことは電力を小さくする観点からたいへん損である。

そこで T 型の戸波器を考えてみる。Twin-T、あるいは Bridged-T はみな当該周波数の電圧を通さない型のものであるから、それをピラニブリッジのない側のアームに使用するとすれば第4図(a)の型になる。この場合は $Q=0$ で、少なくとも Q での消費電力はきわめて小さくてすむ。われわれの目的にはこの方がよい。

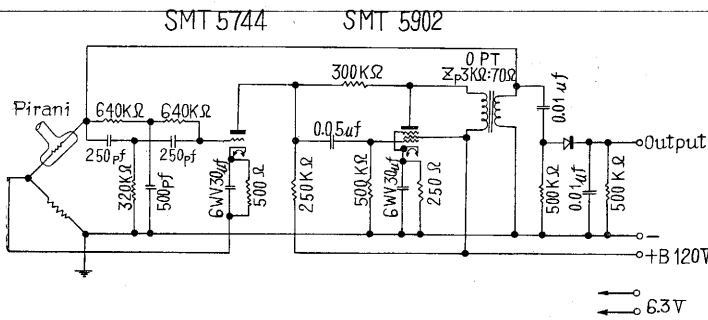
このようなことを考え、サブミニアチュア管を使ってきめた回路が第5図である。これで発振周波数は約 $1,000 \text{ cps}$ 、動作はきわめて安定である。

4. ピラニゲージの諸特性

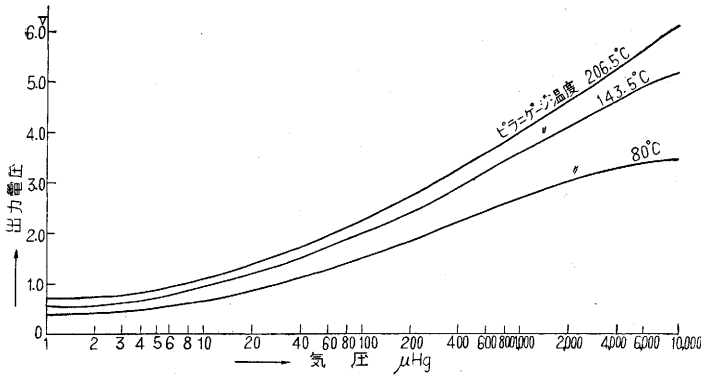
a. 圧力特性 上述のピラニゲージについての圧力特性の1例を第6図に示す。定温度であるから、フィラメントの抵抗 (≡温度) が各曲線のパラメータになっており、これはピラニブリッジの Q を加減することによって任意の値にセットできる。定温度になっていることは、第3図の測定でも全く同一の曲線をうることでたしかめられている。

b. 外周温度による影響 上空大気

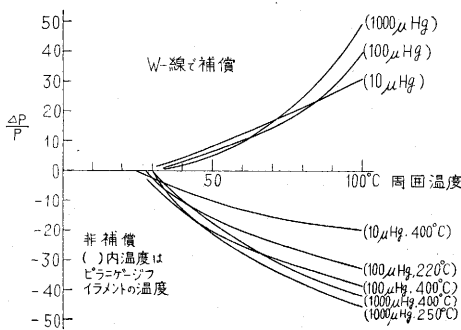
の温度は室温よりかなり異なり、 20 km と 80 km では $-70 \sim -50^\circ \text{ C}$ にもなり、それ以上高くなると再び上昇するというような複雑な変化をする。さらにロケット本体は空気摩擦によって $2 \sim 300^\circ \text{ C}$ に上昇する。そこで気圧計をかなりよく熱絶縁してとりつけても数 10° C の外周温度の変化はさげられないものと思われるので、外周温度の影響をしらべることは大切である。ピラニ管球のみ温度を上げると、おのおのの真空度において第7図の「補償なし」のような変化をする。つぎに抵抗 Q をピラニ管球 P と



第 5 図 定温度型ピラニゲージ回路図



第 6 図 ピラニゲージの圧力特性—ピラニゲージの各温度における特性を第 5 図の回路による出力電圧によって測定—



第 7 図 定温度型ピラニゲージの外周温度による指度の変化

ともに温度を変えると「補償」の側の変化を示してまゝと逆の傾向である。ただしこのときの Q は多少太目のタングステン線を用い、その中の電流による温度上昇は無視できるようにしてある。P のフィラメントはもちろん白金である。タングステンの抵抗の温度係数は 4.8×10^{-3} である。純白金は表では 3.9×10^{-3} であるが、われわれの用いた白金線についての実測値は 3.2×10^{-3} であった。「補償なし」の曲線はいわば Q の抵抗線の温度係数が零になったことに等しいので、これをみれば Q の抵抗温度係数が零から 4.9×10^{-3} の間の、ある適当な値をもたせればほとんど完全に温度補償しうることがわかる。定量的にあたってみれば、それが使用したフィラメントの温度係数にほぼ等しいことがすぐわかる。す

なわちフィラメントを同じ材質で、しかし電流による温度上昇が問題にならないような太さの線をピラニ管球の外側にでも巻きつけて、つねに管壁温度と等しくなるようにしておけば、外周温度の影響は非常に小さくすることがわかった。

c. 電源電圧の変動による出力の変化
増巾器にかなりの負荷遷をかけたために電源電圧の変動による出力への影響は小さく、実測の結果 6~70%の変動に対して出力の変動は 1%である。

d. 再現性 使用した白金の細いフィラメントは再結晶温度にまで加熱すると、抵抗値は 5~10%近くも変化する。再現性に影響するものはいまのところこの因子しか見当らない。したがって十分焼鈍したものの再現性は十分満足しうるものである。

e. 時定数 精度<10%の測定をロケット観測で行うためには時定数は<1secを要求される。従来の定温度型でないピラニゲージは、気圧の変化によってフィラメントの温度が変化するために、フィラメント自身の熱平衡ももちろんであるが、両端のターミナルが熱平衡に達するのに時間を要して、そのため時定数はきわめて大きかった。しかし定温度型の場合はフィラメント自身の時定数(フィラメントが細いためにごく小さい)がきくだけであるから、ずっと小さくなる。まだ正確に測定していないが、おおよそ<1secの要求はみたしているのではないと思われる程度である。

5. あとがき

この仕事は学術会議ロケット観測特別委員会第 3 小委員会の仕事の一環として行われており、とくに佐貫・福島両委員の協力と鞭撻によって進められているものであることを記して感謝のしるしにしたい。また測定については当研究室李燦熙、金文沢の諸君の努力に負うところが多いものである。(1956. 8. 21)

文 献

- 1) Newell, E., High Altitude Rocket Research 1953, p. 114
- 2) Sicinski, H. S., et. al., J. A. P. 25 161
- 3) Havens, R., et. al., R. S. I. 21 596