

ダミーロケットおよびロクーン各部の温度測定について

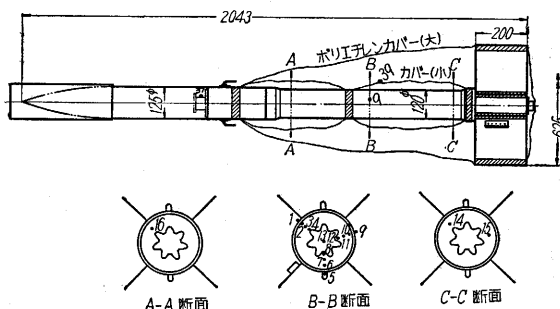
戸田康明・岡田 繁・和波衛身・金 文沢・富永五郎

1. ま え が き

ロクーン方式でロケットを飛ばしよさせる場合は、ロケットが気球によって大気中を 1~2 時間浮遊することになる。そしてそのあとで正常にロケットプロペラントを燃焼させるためには、浮遊中にロケットプロペラントの温度変化をある範囲に限る必要がある。このためダミープロペラントを入れたロケットによって浮遊中のプロペラントの温度変化を測定した(本庄において 5 月)。また気球の材質も温度によってその強度に影響をうけることが考えられるので、浮遊中に外気温の低下と日照による温度上昇の影響で各部がどのように温度変化をうけるかを知る必要があり、そのほか、テレメータ室・各種計器の温度も同時に測定を行なった(7 月青森)。以下それらの各種温度測定についての報告である。

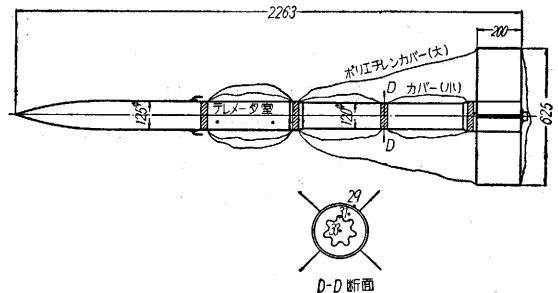
2. シグマ・ダミーロケット

現在将来ともロクーン・ロケット・モータとしては、内面燃焼型式をとることが予想されたので、ダミーロケット・モータとしては、アルミ合金チャンパー内にプロペラントと熱的性質(温度伝導率)の等価な、燃焼爆発のおそれのまったく無い材料を用いたダミー・プロペラントを装填した。ダミー・プロペラント断面形状は 1, 2 号機でいくぶん異なっているが、いずれも内面燃焼星型である。ノズル部、尾翼部からの熱伝導も考慮して簡単化したノズル尾翼をつけ、アンテナ、テレメータを内蔵する頭胴部にはシグマ 2 型の頭胴部をそのまま使用した。そしてチャンパー、ダミー・プロペラント、ポリエチレン・カバー内、テレメータ室にサーミスタを多数



プロペラントの平均厚さは 25mm、プロペラント外径、長さはおのおの 121φ750mm である。番号を付した黒点はサーミスタ素子の埋め込み位置

第 1 図 シグマ・ダミーロケット 1 号機



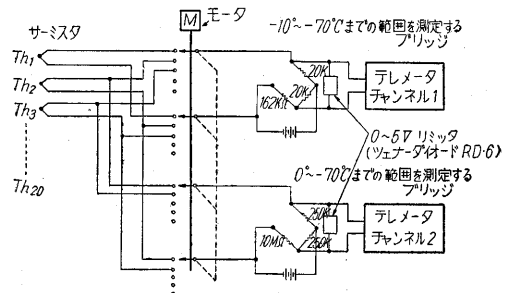
第 2 図 シグマ・ダミーロケット 2 号機

埋め込み、または装入し、ロクーン浮遊中発射時の各部の温度変化を精密に測定できるようにした。ダミー・プロペラント内のサーミスタ埋め込み位置およびシグマ・ダミーの外観は 1, 2 号機をおのおの第 1, 2 図に示す。なおこの図からわかるように、ダミー・プロペラントの保温対策として、ロケット・モータならびに尾翼部をポリエチレン・フィルムで二重に覆い、またロケット全機を黒塗とした。これは外冷気との熱伝達を遮断し、太陽からの輻射熱を吸収し易くすることを目的としている。

3. 温度測定方式

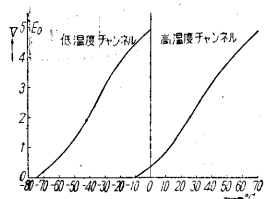
ロクーンにおける各部の温度測定のために、次のような要求があった。(1)温度測定範囲が広範なこと(−70~+70°C)、(2)測定精度は測定値の±2°C 以内であること(3)20~30の測定点があること、したがって、(4)素子の構造は単純で小型軽量であること。

以上の条件を考えて今回の実験にはサーミスタを測温素子とする温度計を使用した。サーミスタ測温体は抵抗の温度係数がきわめて大きいので、簡単なブリッジとくみあわせることにより、高感度の温度計となり、比抵抗



第 3 図 サーミスタ温度計結線図

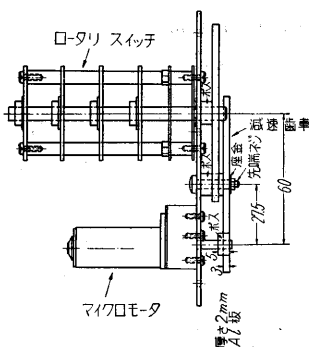
が大きいので素子が非常に小型になり、素子の温度に対する応動は良好である。そして十分に ageing(時効)を行なうことにより安定で精度の高い測定が可能となる。この素子を DC 電源によるブリッジの一边に挿入し、素子の抵抗変化によって生ずる不平衡出力を $0 \sim 5V$ とし、テレメータに送り込む方式をとった。また全測定範囲にわたって、 $\pm 2^\circ C$ 以内の精度を保つために測定温度範囲を $-70^\circ \sim 0^\circ C$ および $-10^\circ \sim +70^\circ C$ の二つのレンジにわけた。これは一箇のサーミスタ素子を使って、測定範囲に応じた定数の異なる 2 組のブリッジを切り換えて測定するようにした。第 3 図にその結線図を示す。



第 4 図 温度—出力特性曲線

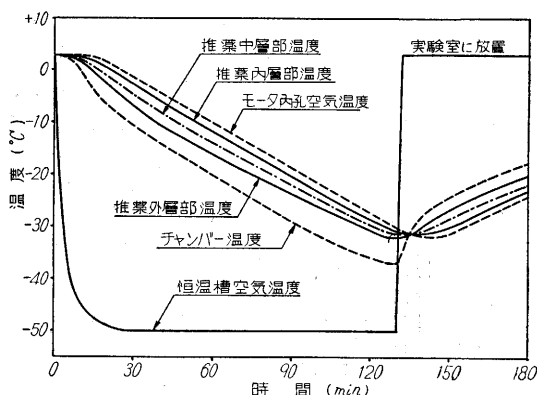
とどなかつた。

前述の要求の(4)、すなわち多点測定のために各測定点のサーミスタ素子を順次切り換えて測定する方式(時分割方式)をとった。これは第 5 図のように 4 回路 26 接点のロータリスイッチをマイクロモータにより回転させる



第 5 図 切換機構部

もので、20 点の測定点および規準電圧 6 点、計 26 点を切り換える。切換え時間は 1 点について約 3 秒、1 周期は約 1 分である。規準電圧は直流で 0, 1, 2, 3, 4, 5 V にした。第 5 図はその切換機構の主要部である。この

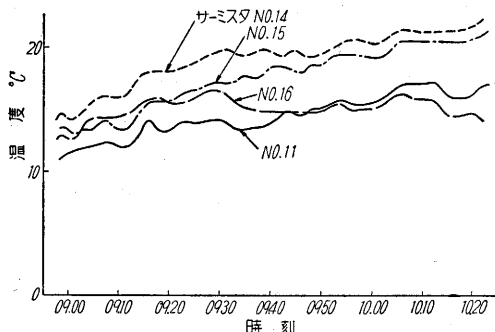


第 6 図 シグマ・ダミー・ロケットを用いて外気温度をステップに変化させた場合のダミープロペラント各部の温度変化

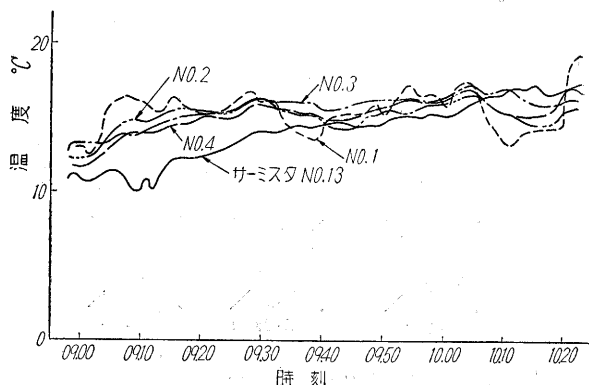
機構部と回路部分を電源部とともに内径 250 mm, 深さ 300 mm の魔法ビンに入れ、さらにアルミ製の気密容器に収めた。これは電源電池の温度低下による端子電圧および容量の低下を避け、回転部分の凍結を防止するためである。

4. 地上冷却実験

シグマ・ダミーロケットのモータ、尾翼部を用いてサーミスタの信頼性、埋込み位置の確認、冷却効果等を調べるために、富士精密川越実験所において、1959 年 1 月冷却実験を行なった。実際のロクーンの場合と外気条件がまったく異なっているので、このデータが直接意味をもつことはないが、確認のために行なったわけである。1 例として第 6 図の実験はポリエチレン・カバーをつけて $-50^\circ C$, 1 気圧の恒温槽に入れた場合のダミー・プロペラント内各点の温度変化を示すものである。このグラフから分かるように、この程度の冷却条件ではチャンバーとプロペラント内孔の間の温度差は最大で $12^\circ C$ であり、プロペラント内の温度差はこれより低く、 $10^\circ C$ 以内である。一方ここには示さなかったが、ポリエチレン・カバーでロケットを覆うことなく同条件で冷却実験を行なうと、チャンバーとプロペラント内孔の間の最大温度差は $25^\circ C$, プロペラント内外層温度差でも $15^\circ C$ 以上になり、ポリエチレン・カバーの効果は著し



第 7 図 シグマ・ダミーロケット 1 号機測温結果(I)



第 8 図 シグマ・ダミーロケット 1 号機測温結果(II)

い。またポリエチレン・カバーの無い場合には尾翼が大きな放熱板となるため、チャンパー長手方向に 5°C 前後の温度差が生じている。

5. シグマ・ダミーロケット1号機の測定結果

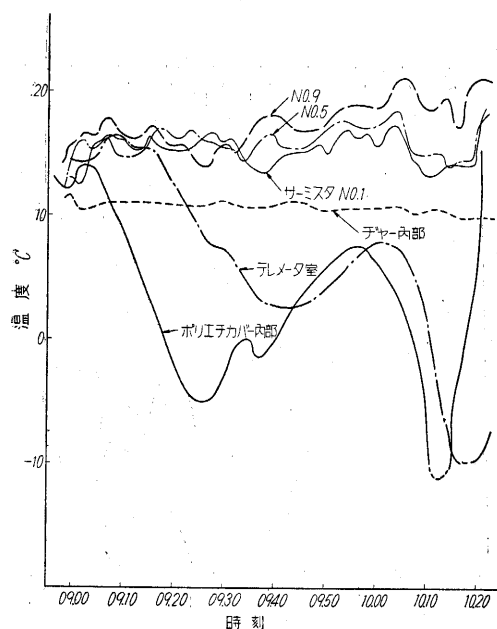
テレメータの受信出力をペンレコーダおよび電磁オシログラフに記録して、26点の信号出力をもっとも近い基準電圧をもとにして読みとった。結果を第7, 8, 9図に示す。魔法ビン内部の温度は、その構造上1~2時間では不変と考えてよいから、測定の系統誤差はこの温度の変化の程度と考えられる。

6. 青森実験における結線について

青森実験では、ダミーロケットに推進と熱的性質の等価なポリエステルを装填して、その温度の時間的変化を測定すると同時に、各種の計器を使用して上昇または浮遊中の気球の状態を推測するための資料をうることが目的であったので、別稿のような多種の測定器類を搭載ししかもそれらの動作状態を調べるために各測定器の温度を測定した。したがって温度の測定点は非常に多く、また各所にちらばっているの、それらの間の結線は複雑を極めた。

結線の混乱と誤接続を防ぐために、各測定器の出力とテレメータの結線、サーミスタ素子と温度計本体との結線、スイッチ系統の結線を全部まとめて行なうことになった。

サーミスタ温度計の測定点は次表のように20点であった。



第9図 シグマ・ダミーロケット1号機測温結果(Ⅲ)

推進ダミー	7点
テレメータ室	1
同上電池室	1
定圧容器中の魔法ビン内	1
精密高度計内	1
RS感温部	1
太陽電池内	1
上昇速度計通風部	1
排風計通風部	2
大気球ポリエチレン膜	2
ポリエチレンテストピース	1
差圧計内	1

計 20点

以上のほかに、基準電圧5点(0, 1, 2.5, 4, 5 V), それに強度試験を目的とするポリエチレン・フィルムの切断に関する信号を1点含めて、合計26点となった。

第10図はサーミスタ温度計の測定点を図示したものである。第11図にはとくに気球の測温点を示す。また第12図は2号機の結線図

で、1本の線は実際に第10図サーミスタ温度計測定点 * 印は測定点を示すは2本のリード線を意味する。温度計本体とテレメータ接続部には、キャノン・タイプのAN系の多極コネクタを使用した。図で16Pや24Pと書いてあるのはこのコネクタの極数である。

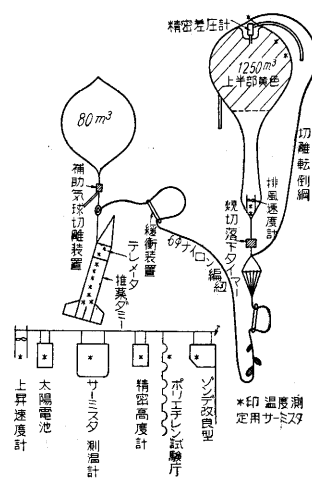
使用した電線は、周囲温度が極端に低下することが考えられるので、低温における可撓性および電気的特性の劣化を防止するために第1表に示したような耐候性のシールド電線を特に製作した。

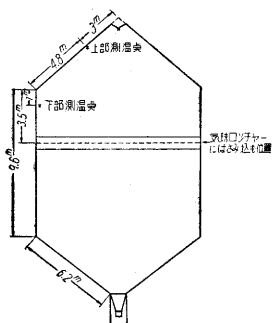
この電線は良好な特性を持つが、構成導体の素線径が細過ぎて、ハンダ付部分の機械的強度が落ちるので、断線のおそれが多分にあった。

したがって実際には、バルーン表面部分にこの電線を使用し、他の機械的強度の必要部分には第2表の構成のビニール電線を使用した。この電線も使用材料(ビニール)の材質を特に注意したので、 -70°C においても折れるようなことはない。使用電線の総長はダミー1機について約700mに達した。

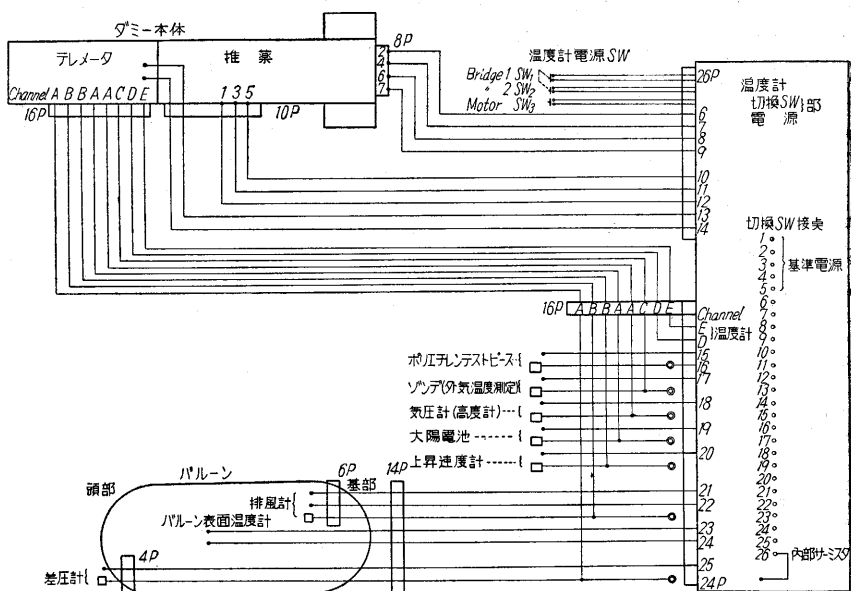
7. 青森実験の測温結果

第13図に示す。プロペラントは飛揚時までの気温の上昇によって外面が高温に、内部が低温になっていたもの

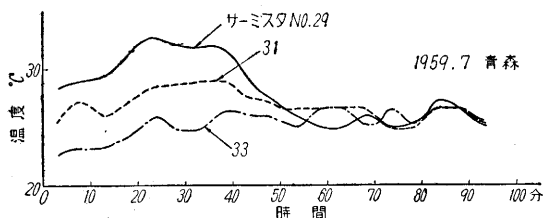
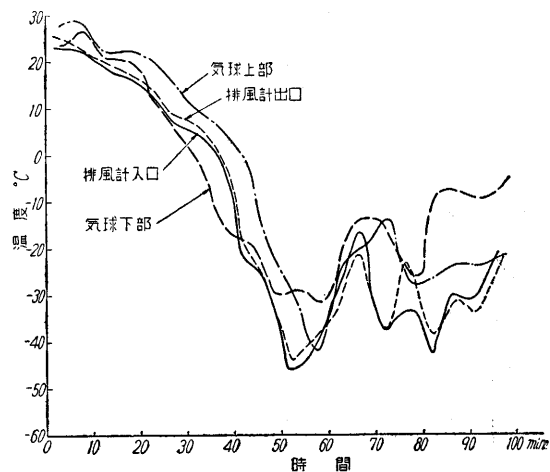




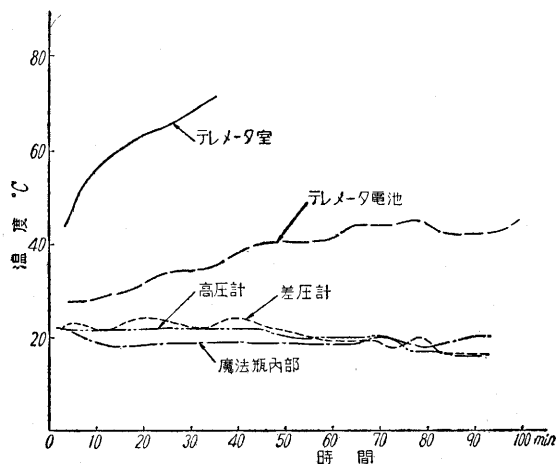
第11図 気球の測温点



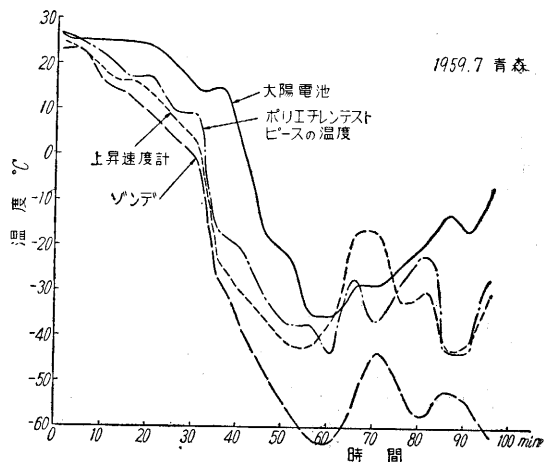
第12図 2,3号機結線図

(a) シグマ・ダミーロケット2号機測温結果(I)
プロペラント

(b) 2号機測温結果(II)



(c) 2号機測温結果(III)



(d) 2号機測温結果(IV)

第 1 表 耐候性シールド電線構成表

1	導 体	公称断面積 構 成	mm ² No/mm	0.06 12/0.08
2	絶 縁 体	種 類 厚 さ 外 径	mm mm	ポリエチレン 0.4 1.2
3	遮蔽編組	構 成 外 径	持/mm×打 mm	4/0.08×16 1.7
4	外 被	種 類 厚 さ 仕上り外径	mm	ポリエチレン 0.5 2.7

第 2 表 耐候性ビニール電線構成表

1	導 体	公称断面積 構 成	mm ² No/mm	0.2 19/0.12
2	絶縁外被	種 類 色 相 厚 さ 仕上り外径	mm mm	ビニール 黒 0.6 1.8

が、気球の上昇と浮遊の間に温度は平均化し、燃焼に適切な温度におちついて、ポリエチレン・カバーの効果が適切であることを示している。なおプロペラントの後部は密閉されているので、サーミスタ No. 33 は閉じた空間におかれている。テレメータ室の測定点はテレメータのシャーシーで真空管の直上にあたる点においたため、ヒータの熱で加熱され、3~40 分で 70°C 以上に上昇している。ゾンデではその通気孔の中でもっとも外界温度に近い値を示すと思われるところにサーミスタを取り付けた。
(1960. 1. 23)

☆ ☆ ☆

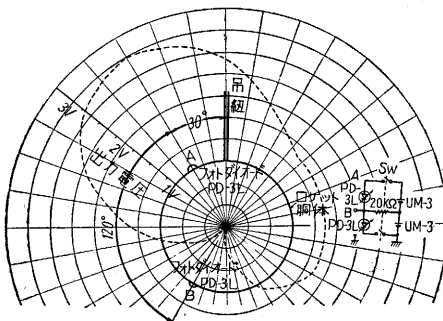
ス ピ ン メ ー タ

倉茂周芳・小羽根澄夫

バルーンステージのロケットの回転、およびロケット飛しょう中の回転を測定するためにスピナーメータを製作した。スピナーメータは原理を第 1 図に示すように、ロケット胴体に A, B の感光器を 120° の間隔で取り付け、太陽光線がそれぞれに当たれば正、負の電圧を発生せしめる。感光器には、シリンドリカルレンズが装着され一平面内に指向性を持たされた PD-3 L を使用した。ス

ピナーメータの回転角度に対す出る力電圧特性は第 1 図の点線で示す通り、二つの感光器に当たる太陽光線が平衡している時には 1.5V 不平衡になった時には 0~3V まで変化する。

このスピナーメータでは、回転速度は出力波形の週期により、また回転方向は波形の非対称性を利用して知ることができる。観測の結果このロケットのスピンのほかに概略のロケット飛しょう方向と飛しょうの天頂時を推定することができた。前者は感光器の取付け位置とスピナーメータの出力波形の位相より、後者は出力波形の変移により知ることができる。この波形の歪はロケットの尾部よりスピナーメータに太陽光線が当たる場合ロケットの尾翼が太陽光線を一時遮蔽することにより起こる。飛揚後約 30 分間雲のためにデータは得られなかったが、以後予期の結果が得られた。
(1960. 2. 15)



第 1 図