

ラムダ4S型ロケット第4段搭載機器

林 友 直

1. 緒 言

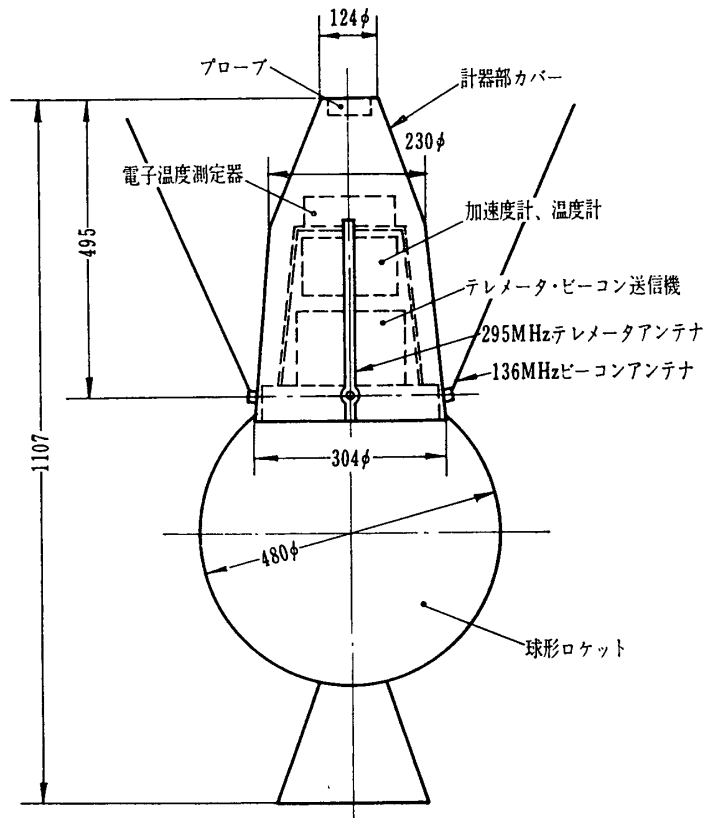
ラムダ4S型の第4段球形ロケットの先端には、工学ならびに科学面におけるデータ取得を目的とした計器部をそなえている。計器部重量は10~11kgであるがその内部に取付けられている機器は次のとおりである。

L-4S-1: テレメータ・ビーコン送信機, 加速度計, 温度計, 電子温度観測器

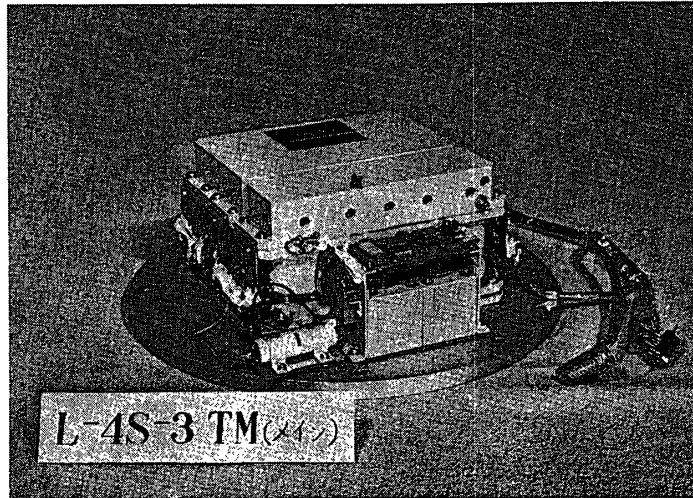
L-4S-2: テレメータ・ビーコン送信機, 加速度計, 温度計, 軽荷電粒子観測器

L-4S-3: テレメータ・ビーコン送信機, 加速度計, 温度計, 電子温度観測器

第1図はこれら機器の配置例である。



第1図 第4段搭載計器 (L-4S-1)



第 2 図 4 段目搭載テレメータ送信機

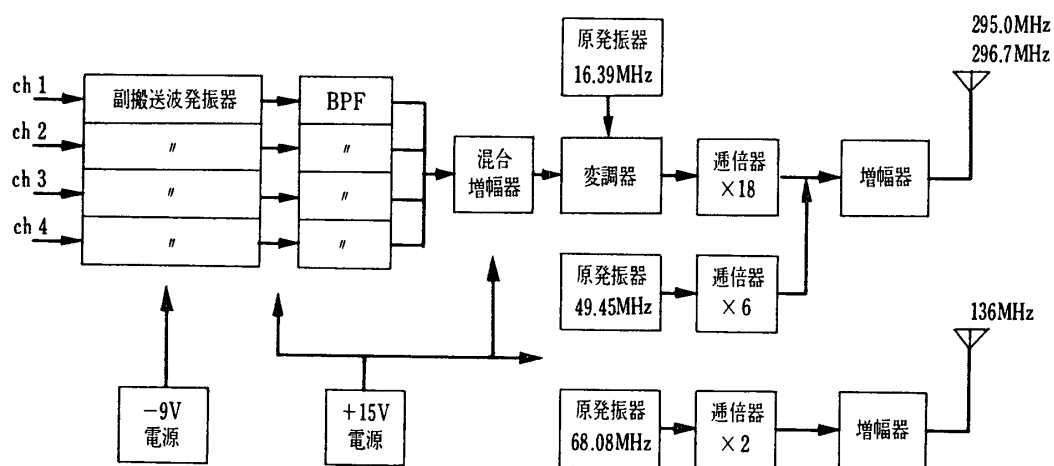
第 1 表 テレメータ・ビーコン送信機主要性能

		L-4S-1	L-4S-2	L-4S-3
テレメータ 送信機	搬送周波数	295.0 MHz	295.0 MHz	295.0 MHz
	同上 偏差	$< \pm 5 \times 10^{-5}$	$< \pm 5 \times 10^{-5}$	$< \pm 5 \times 10^{-5}$
	同上 最大偏移	± 3 KHz	± 6 KHz	± 4 KHz
	搬送波出力	50 mW	50 mW	50 mW
	送信方式	FM/PM	FM/PM	FM/PM
	チャンネル数	4	4	4
	副搬送波入力電圧	0~5 V	0~5 V	0~5 V
	チャンネル配分			
	副搬送波周波数			
	400 Hz	温度 T_1		温度 T_1
560 Hz	温度 T_2	温度 T_1	温度 T_2	
730 Hz	電子温度 T_e	温度 T_2	温度 T_2	
960 Hz	加速度 X	加速度 X	加速度 X	
1300 Hz		軽荷電粒子 LEP	電子温度 T_e	
パイロット 送信機	搬送周波数	296.7 MHz	296.7 MHz	296.7 MHz
	同上 偏差	$\pm 1 \times 10^{-5}$	5×10^{-5}	5×10^{-5}
	送信方式	CW	CW	CW
	搬送波出力	10 mW	10 mW	10 mW
ビーコン 送信機	搬送周波数	136.16 MHz	136.16 MHz	136.16 MHz
	同上 偏差	$\pm 1 \times 10^{-5}$	$< 5 \times 10^{-5}$	$< 1 \times 10^{-5}$
	送信方式	CW	CW	CW
	送信電力	50 mW	50 mW	50 mW
電 源	+15 V ($\pm 0.1\%$)	5 AH 銀亜鉛電池 $\times 12$	5 AH 銀亜鉛電池 $\times 12$	5 AH 銀亜鉛電池 $\times 14$
	-9 V ($\pm 0.1\%$)	1 AH 銀亜鉛電池 $\times 8$	1 AH 銀亜鉛電池 $\times 8$	水銀電池

2. テレメータ・ビーコン送信機

本装置は飛しょう中の温度、加速度などのデータを地上に伝送するための4チャンネル・テレメータ送信機と、その信号電波を確実に追跡するためのアンテナトラッキング用送信機、およびドップラー周波数測定用ビーコン送信機からなる。第2図はL-4S-3に搭載したものであるが、1号機、2号機の場合も外観はほぼ同様である。中心部に電池ケースをおき、その周囲に主搬送波部、副搬送波部、ビーコン送信機、混合増幅器、および制御リレーが取付けてある。主要性能を各号機について第1表に示す。

第3図は送信機のブロック図である。



第3図 テレメータ送信機系ブロック図

3. 加速度計・温度計

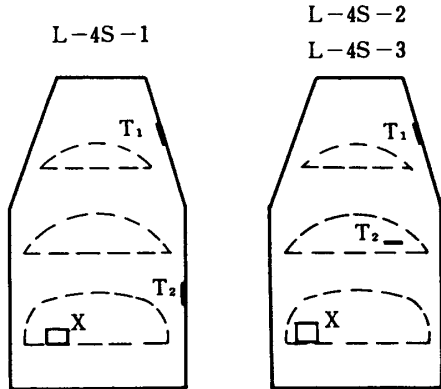
ロケットの飛しょう性能を調べるため軸方向加速度 (X) とカプセル温度2点 (T_1 , T_2) の計測を行なっている。

これらの計測器の主要性能を第2表に示す。

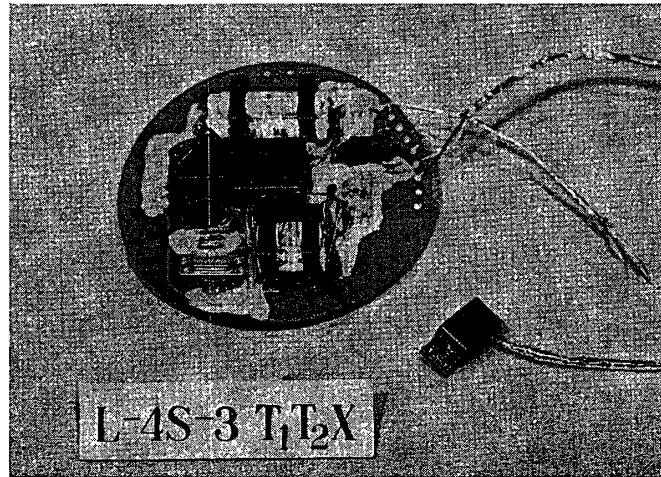
計測用センサ取付け位置は第4図のとおりである。装置の外観を第5図に示す。

第2表 加速度計・温度計主要性能

		L-4S-1	L-4S-2	L-4S-3
加速度計	測定範囲	-10G~+10G	-10G~+10G	-5G~+35G
	出力感度	0.08 V/G	0.1 V/G	0.1 V/G
	出力電圧	0~5 V	0~5 V	0~5 V
温度計	測定点	2	2	2
	測定範囲	-50°C~+100°C	-50°C~+100°C	T_1 : -70°C~+100°C T_2 : -50°C~+100°C
	出力電圧	0~5 V	0~5 V	0~5 V



第4図 センサー配置図



第5図 加速度計・温度計

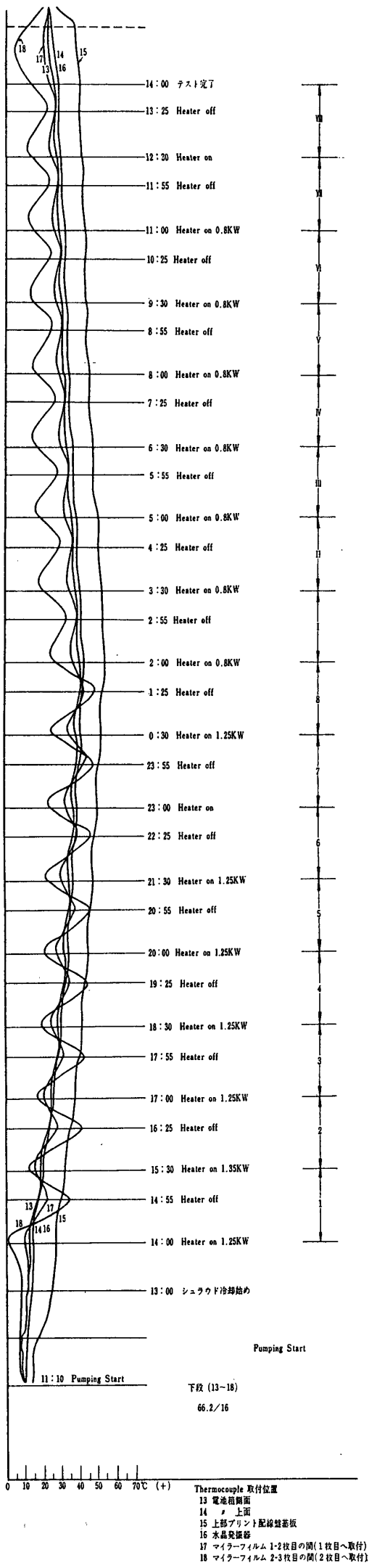
4. 科学観測機器

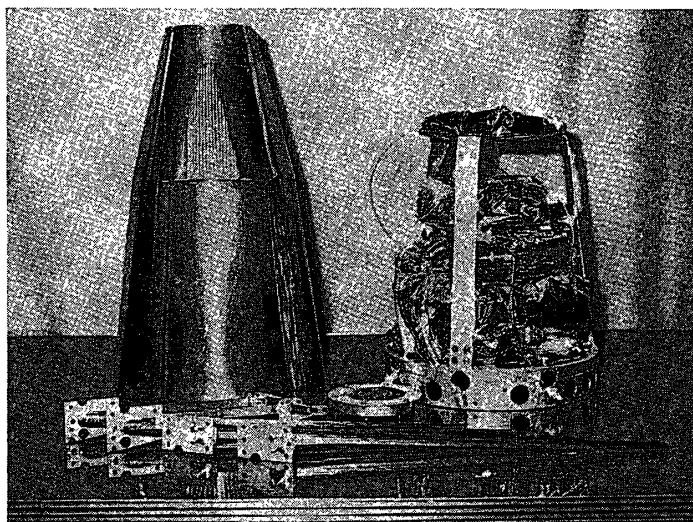
前述のとおり、1号機と3号機には電子温度観測器、2号機には軽荷電粒子観測器が搭載されている。いずれもミッションの性質上、他の搭載機器同様軽量化と低電力化がはかられている。それぞれの詳細については別項を参照されたい。

5. 熱設計

第4段目が軌道にのった場合、太陽光の照射を受けているときには太陽から 1.4 kW/m^2 の熱入力があり、さらにその約 30% が地球から反射されてこれに加わる。地球の影に入ると4段目計器部の熱はもっぱらふく射によって失われる。その結果カプセル表面の温度は軌道周期(90~100分)で広い範囲に変動する。温度がどの程度になるかということは、軌道によってきまる日照率およびカプセル表面の分光学的性質と熱容量によってほぼ決定されるのであるが $\pm 70^\circ\text{C}$ 程度の温度リップルは容易におこりうる。

一方搭載機器のうち、とくに電池類は温度が低くなると一般に内部抵抗が上昇して適正な動作が期待できなくなり、またトランジスタ、抵抗器などは高温において特性劣化のおそれもある。そこで表面温度のリップルを減らし、またその温度が内部機器に及ばないような対策が必要になる。このためまずカプセル表面は、バフ仕上げにより金属光沢面とした。このようにするとカプセルの熱的時定数が大きくなり、表面温度のリップルを減小させることができる。ただし平衡温度はやや高くなる傾向があるので、1号機ではカプセル下部を黒色にした。軌道上でカプセル内部は高真空であるから、熱伝達は主として熱ふく射に依存している。そこでふく射に対するしゃへいを目的として、1~3号機を通じ、上・中・下段の計器類はそれぞれアルミニウム蒸着マイラー膜で3重に包んでいる。なお、アルミニウム蒸着面により電気回路が短絡事故を起さぬよう、蒸着面にさらにマイラー膜を接着したものをを用いた。これによりカプセルと内部機器の間の熱抵抗はきわめて高くなり、内部温度の変動を小さくすることができる。このことはスペースチェンバによる熱真空テストにおいても確認さ





第 6 図 熱しゃへい実装状態

れている。第 6 図はこの熱しゃへいの実装状態を示したものである。

第 7 図はシミュレーションテスト結果の一例である。

なお、高真空中では回路内での温度分布に不均一を生じやすい。とくに電力トランジスタなど発熱体の温度が高くなる傾向にある。そこで機内温度を均一にする目的で、部品表面にはできる限り黒色塗装が施してある。

6. 結 言

ロケット観測においては各搭載機器の容積、重量を小さくし、またデータ伝送の方式をくふうするなどにより、1機当りに得られる情報量をいかにして大きくするかということについてつねづね苦心が払われている。ラムダ4S型第4段搭載機器では、とくにこの面が強調されたといってよい。さらにこの場合には、衛星軌道に乗る可能性をも考慮して、熱設計という、従来のロケット実験ではさほど切実でなかった分野が問題となった。このために行なった考察と熱真空環境試験は、科学衛星計装のための予備実験としては、格好の例題であるといえることができる。

熱しゃへい用蒸着マイラー膜の試作に対しご協力をいただいた東洋メタライジング株式会社 西村武男氏に深甚の謝意を表す。

1968 年 11 月 12 日 宇宙工学