

機 体 計 測

今 沢 茂 夫・小野田 淳次郎
中 田 篤・富 沢 利 夫

1. はし が き

M-3H-1~3号機には、機体計測のために、各種計測器を搭載した。各計測器はM-3C型に搭載したものと項目、主要性能とも、ほとんど同一であるが、各号機により測定位置および点数が多少異なっている。

1号機は性能試験を目的としたので、試験衛星に加速度計、内圧計を搭載し、最終段キックモータまでの計測を行った。3号機では次のM-3S型第1段の環境資料を得るために、第1段尾翼筒内に温度計、振動計および騒音計を搭載した。

また、加速度の測定精度の向上を目的として、新たに開発したデジタル加速度計を2号機より搭載した。一部、回路上の欠陥から本シリーズでは不十分であったが、この後、M-3C-4号機で所期の目的を達成することが出来た。

本稿は、これらの計測結果の概要について述べる。比較の便宜を計るために、先のM-3C特集号[1]の体裁に準じてまとめた。

2. 計測器の概要

搭載された計測器は下記のものであるが、搭載位置および伝送系により第1表に示すブロックにまとめられている。搭載位置、検出器の取付位置を第1, 2図に示す。

第1表 計測器の構成

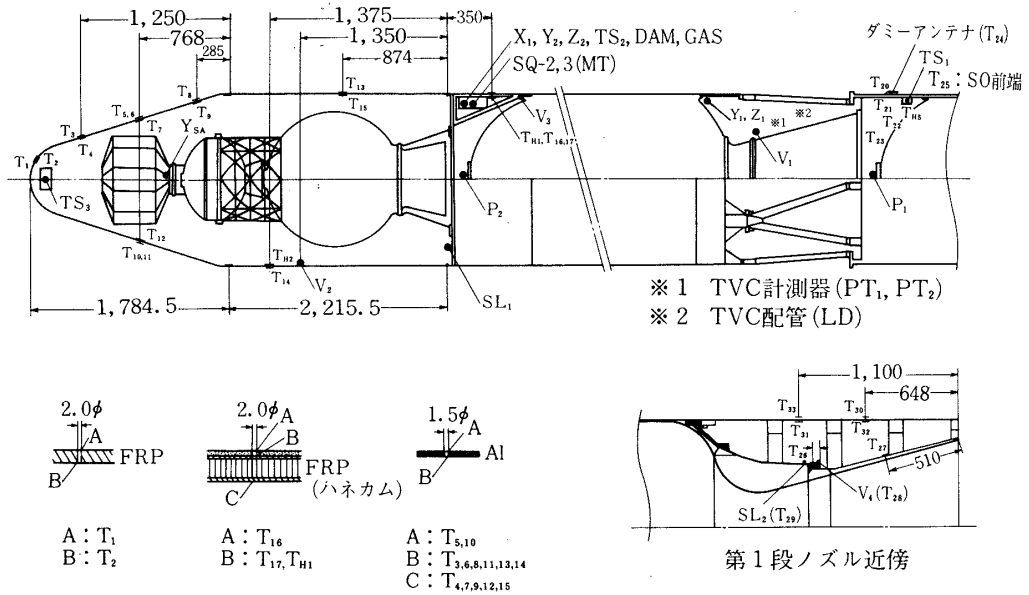
計 測 装 置	搭 載 位 置	計 測 項 目	伝 送 系	備 考
NF計測装置	ノーズフェアリング	TS ₃	1号機TM-1 2,3号機TM-2	
第2段計測装置1	第2段計器部	X ₁ , Y _{1,2} , Z _{1,2} , P _{1,2} , TS ₂	TM-1, TM-2	
第2段計測装置2	第2段計器部	V ₁₋₅ SL _{1,2} , LD	TM-3	1号機はV 5点 SL 1点, LDなし
デジタル加速度計	第2段計器部	DAM	TM-2	
地磁気姿勢計	第2段計器部	GAZ/SS, GAY, GAX	TM-1	太陽センサ付
TVC計測装置	第2段ノズル部	PT _{1,2}	TM-2	
試験衛星計測装置	衛星(MS-T4)	X ₂ , Y _{SA} , P ₃ , KM	TM _{SA}	1号機のみ搭載 Y _{SA} は全機搭載
第1段計測装置	第1段ノズル部	TS ₁	TM-2	3号機のみ搭載

- 縦方向加速度計 (X)
- 横方向加速度計 (Y, Z)
- デジタル加速度計 (DAM)
- 燃焼内圧計 (P)
- 温度計 (TS)
- 地磁気姿勢計 (GAS)
- 振動計 (V)
- 騒音計 (SL)
- 制御系計測器 (PT)
- 漏れ検出器 (LD)
- シーケンス確認計 (SQ)

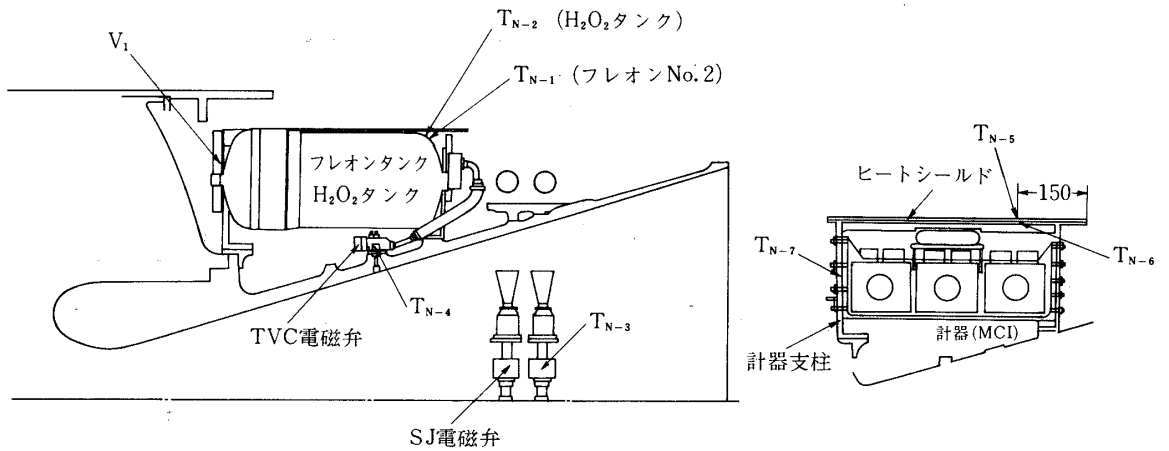
* 制御系計器は第2段ノズル部のTVC, SJのタンク圧, 温度を計測する.

** 第1, 2表で略号に付した添字は搭載位置, 点数を表わす.

計測器の性能は3機とも, ほとんど同一である. 第2-1表は3号機の主要性能を示した. 1号機の試験衛星に搭載した項目については別に第2-2表に示した.



第1図 計測器搭載位置および温度測定位置(1)



第2図 温度測定位置(2)

第2-1表 計測器の性能(機体)

計測器	検出素子	測定範囲	感度	テレメータ	測定位置	
X ₁	ストレンゲージ型	-5~+10 G	0.33 V/G	TM-1 14CH ^{**}	B ₂ -PL	
Y _{1,2} , Z _{1,2}	ストレンゲージ型	±2.5 G	1.0 V/G	TM-1 10~13CH	B ₂ -PL 尾翼筒	
DAM	サーボ型	-1~+19 G 0~35 km/S	13 mg/dig	TM-2 W ₄₆ , W ₄₇	B ₂ -PL	
P _{1,2}	ストレンゲージ型	0~80 kg/cm ² 0~70 kg/cm ²	0.06 V/kg/cm ² 0.09 V/kg/cm ²	TM-1 15CH ^{**}	B ₁ B ₂ イグボス	
TS ₁	T ₂₀₋₂₃ T _{28, 29, 32, 33}	Ni-NiCr	0~200 °C	TM-2 W ₆₆	B ₁ 尾翼筒, ノズル	
	T ₂₄₋₂₇ T _{30, 31}	Ni-NiCr	0~400 °C			
	T _{H5}	サーミスタ	-10~+100 °C			
TS ₂	T ₁₄₋₁₆	Ni-NiCr	0~250 °C	TM-1 9CH	B ₂ -PL	
	T _{H1-4}	サーミスタ	-10~+100 °C		B ₂ -PL	
	E ₁₋₄	抵抗分圧	+26V, ±18V, +9V		集中電源	
	SQ-1	コネクタ, マイクロSW, ピンジャック	6項目		各段	
TS ₃	Ni-NiCr	0~300 °C [*]	0.017V/°C	TM-2 W ₄₅	ノーズフェヤリング	
GAS	GA	フラックス ゲート型	±0.5 ガウス	±500 ガンマ	TM-1 4~6CH	B ₂ -PL
	太陽センサ	CdS サンセンサ	太陽角 ±60°	±1°	TM-1 4CH	
PT ₁	ストレンゲージ型	0~80 kg/cm ²	0.06V/°C	TM-2 W ₀₆	TVC	
PT ₂	σ ₁	ストレンゲージ型	0~80 kg/cm ²	TM-2 W ₄₃	TVC	
	CNP ₁	ストレンゲージ型	0~180 kg/cm ²		SJ	
	CNP ₂	ストレンゲージ型	0~18 kg/cm ²		SJ	
	T _{N1-7}	Ni-NiCr	0~200 kg/cm ²		ノズル各部	
V ₁₋₄	チタン酸 バリウム	5G, 10G, 20G	0dBm	TM-3 1~4CH	各段	
SL ₁	コンデンサマイク	80~140 dB	0dBm	TM-3 5CH	B ₂ -PL	
SL ₂	コンデンサマイク	90~150 dB	0dBm	TM-3 6CH	B ₁ 尾翼筒	
LD	圧電素子	1/5G ^{P-P} 切替	0dBm	TM-3 6CH	TVC 配管	
SQ-2	0.1Ω巻線抵抗	全項目	—	TM-1 7CH	タイマ	
SQ-3	パルストランス	全項目	—	TM-1 8CH	タイマ	

* T₁, T₅, T₁₀ は 0~600 °C で感度 1/2** X₁, P₁/P₂ は TM-2 W₀₁, W₂₁ で同時伝送

第2-2表 計測器の性能 (衛星)

計測器	検出素子	測定範囲	感 度	テレメータ	測定位置
X ₂	サーボ型	±30G	F M 0.17V/G PCM 0.1 V/G	F M-TM PCM-TM	衛 星
Y _{SA}	ストレンゲージ型	-5~10G	0.33V/G	F M-TM	衛 星
P ₃	ストレンゲージ型	0~70kg/cm ²	0.004V/kg/cm ²	PCM-TM	B ₃ イグボス
P _{KM}	ストレンゲージ型	0~70kg/cm ²	F M 0.07V/kg/cm ² PCM 0.004V/kg/cm ²	F M-TM PCM-TM	KMイグボス

3. 計測結果の概要

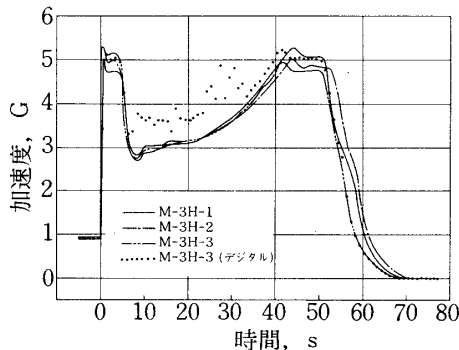
(1) 加速度・内圧

1号機は加速度計を衛星にも搭載し、第3段およびキックモータまでの加速度を計測した。2, 3号機では標準の抵抗線型のほかに、サーボ型検出器 [2] を使用したデジタル加速度計を搭載した。この検出器はL-4S以降、残留推力による加速度を計測する精密加速度計に使用するものと同じで、当初、速度の計測を目的としたが、前段階として、当面、加速度の精度向上に重点をおいた。

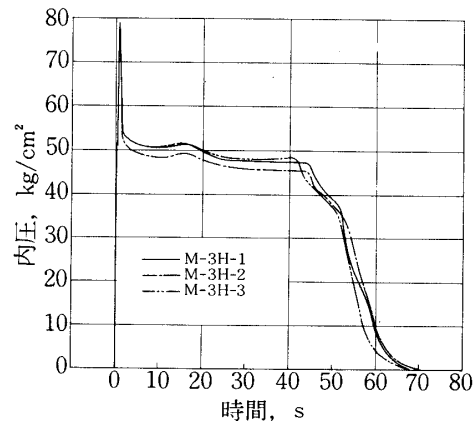
本シリーズではA/D変換回路に付随した、回路上の欠陥から不十分な結果に終り、次のM-3C-4号機で所期の目的を達成した。

第3~6図は加速度の計測結果である。第1, 2段の加速度は3機の結果を対比して示した。加速度の大きさ、燃焼秒時とも大略一致している。第5, 6図は1号機の第3段およびキックモータの加速度である。キックモータの加速度は1周後受信した再生データ(PCM)とNASAのサンチャゴ局で受信された実時間データ(FM)を併載した。加速度が約1.3秒周期で変動しているのはコーニングのためで、計画値より低いが燃焼は正常であったことがわかる。

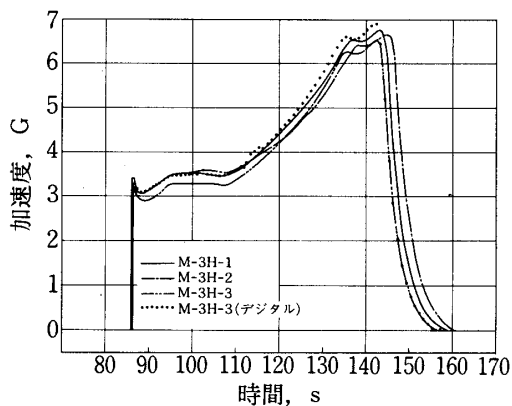
第7~10図は燃焼内圧の計測結果である。第1, 2段は加速度と同様3機を対比した。傾



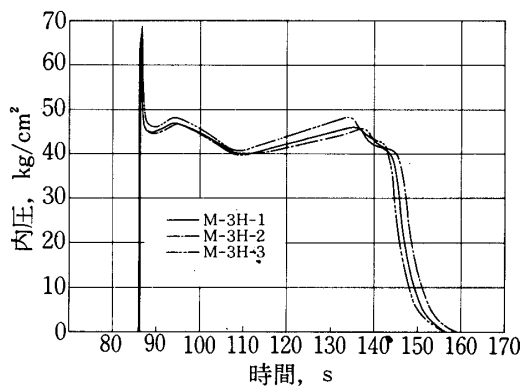
第3図 第1段加速度



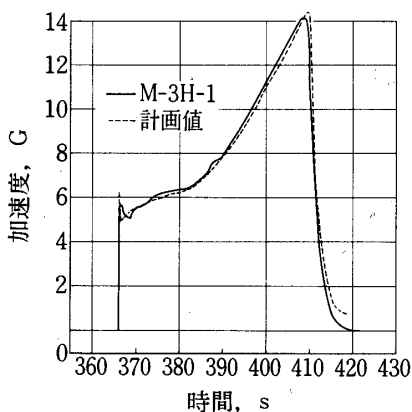
第7図 第1段燃焼内圧



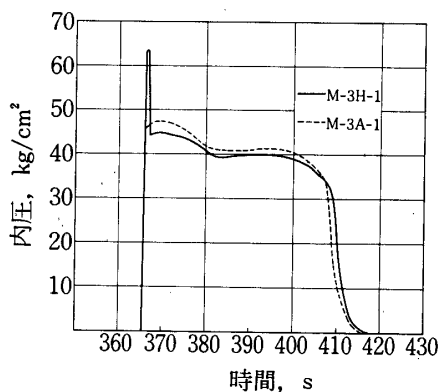
第4図 第2段加速度



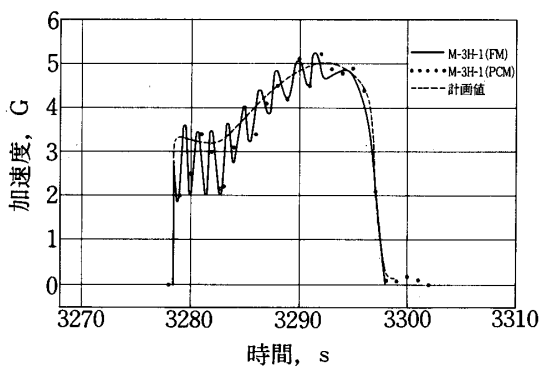
第8図 第2段燃焼内圧



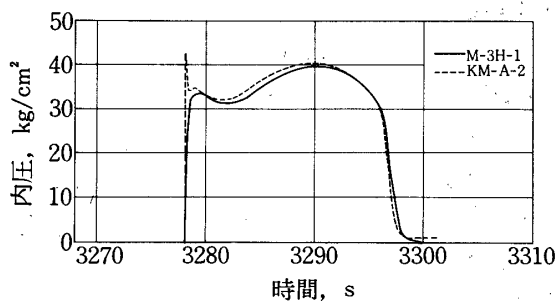
第5図 第3段加速度(M-3H-1)



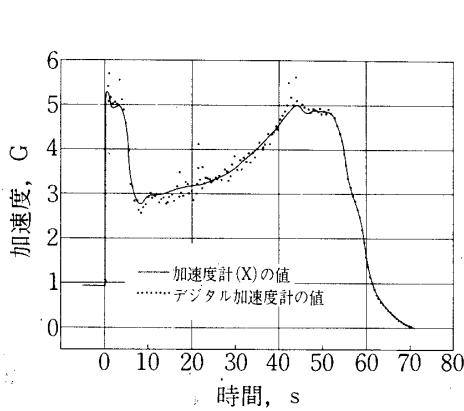
第9図 第3段燃焼内圧(M-3H-1)



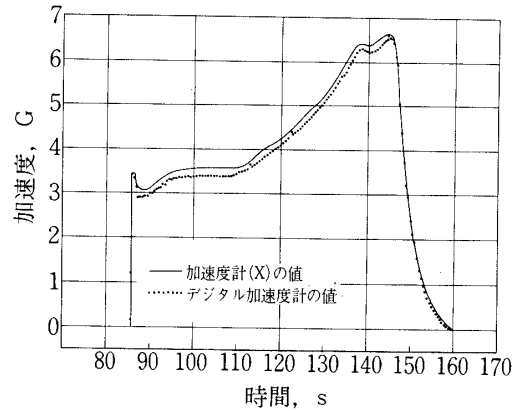
第6図
キックモータA加速度(M-3H-1)



第10図
キックモータA燃焼内圧(M-3H-1)



第11図 デジタル加速度計による
第1段加速度(M-3H-2)



第12図 デジタル加速度計による
第2段加速度(M-3H-2)

向は加速度に良く対応している。

第9, 10図は1号機の第3段およびキックモータの燃焼内圧で, 地上試験結果と比較して示した。

第11, 12図は2号機のデジタル加速度計の結果と通常加速度計(X)の値を比較したものである。第1段の上昇中は振動により変動しているが, 良く一致している。第2段は0.15G程度低いが(X)の精度の誤差範囲であり, 従来の加速度計の信頼性を確認する結果となった。

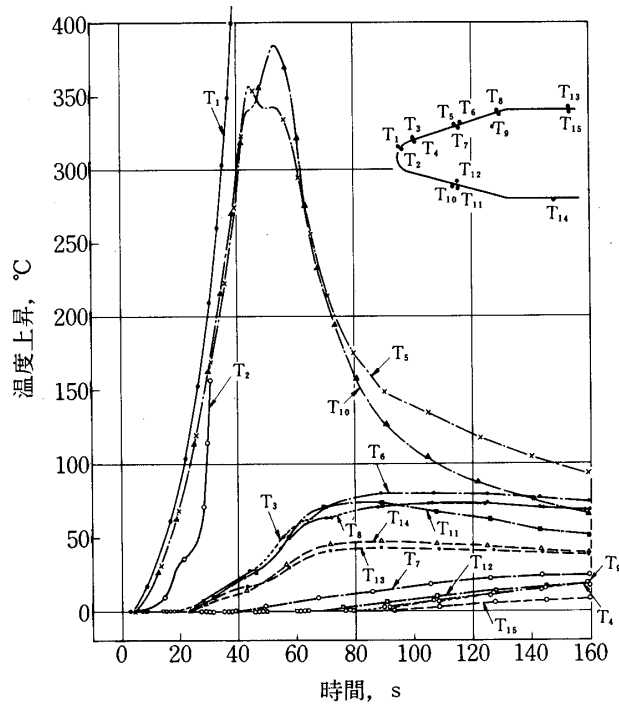
3号機は第3, 4図に示した。第1段が2号機で5G, 3号機で4G附近にバラツキを生じているが, これは前述の欠陥によるものである。特に3号機は, 各秒時の±0.5秒を平均化しているため高目になり真値を示していない。最大値附近および第2段は発射前の値, 燃焼内圧の結果を総合すると正しい。

(2) 温度

機体の温度は3機ともノーズフェアリング, 第2段計器部について同一個所21点の計測を行った。3号機はM-3S型の環境資料として, 第1段前部フランジ附近と尾翼筒内を15点計測した。

第13図は, ノーズフェアリングの温度を3号機で示した。各部の温度上昇は号機により差異があるが傾向は同一である。円錐部中央表面は1号機では446℃まで上昇しているが, 3号機では385℃とやや低い。これに従って各部も低目となっている。例えばコルクの内側, ハネカム外面は円錐部両端で1号機120~130℃, 2号機100~110℃そして3号機は75~80℃となっている。機体の飛しょう状況により, かなりの幅を持っている。内面は最高25℃で温度上昇は少ない。

第14図は, 第2段計器部の温度である。外板は各号機を通して最高135℃まで上昇しているが, 内部機器は10℃以内である。図中, サーミスタの温度は高い値を示しているが, サーミスタは発射前の基準温度を知ることが目的で, 測定範囲からも100℃以上は意味を持

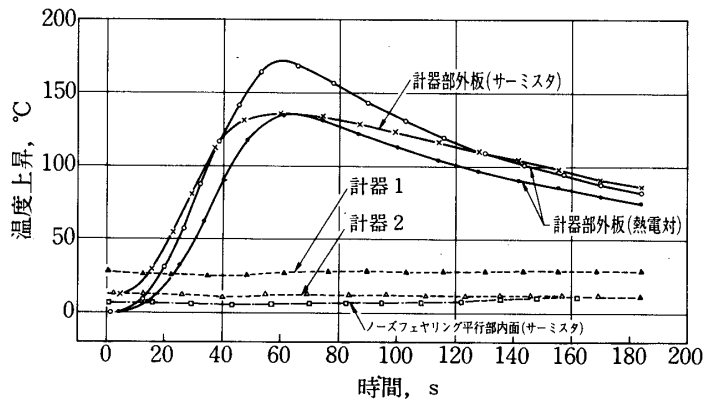


第13図 ノーズフェアリングの温度上昇(M-3H-3)

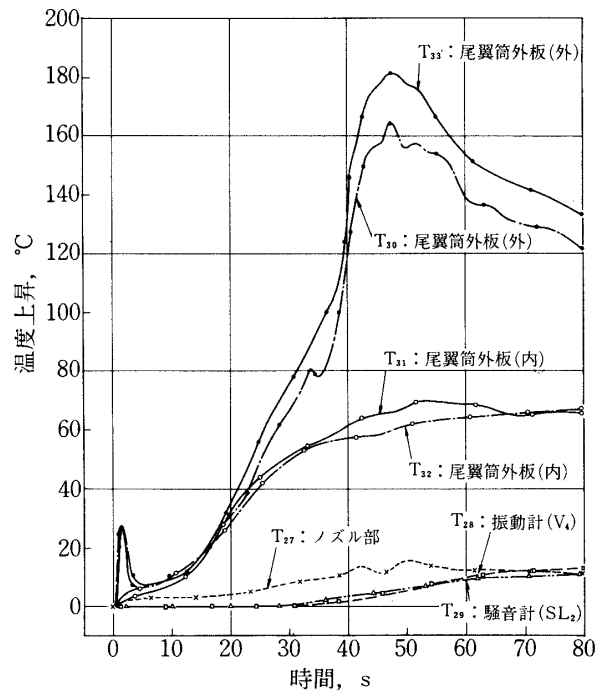
たない。

第15, 16図は、第1段各部の計測結果である。尾翼筒は外板 165~185°C に対し、内面は 65~70°C という結果を得た。しかし、ノズル周辺に配置した計測器は 10°C 前後の温度上昇である。前部フランジは板厚 5 mm で熱容量が大きいため 60°C 程度である。

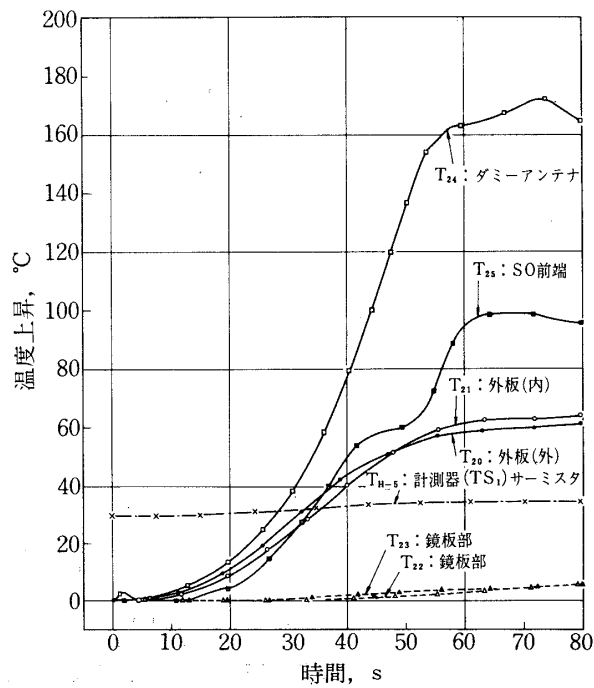
以上の結果から前部フランジ内、尾翼筒内とも、計器室として、温度の面では問題ないことがわかった。



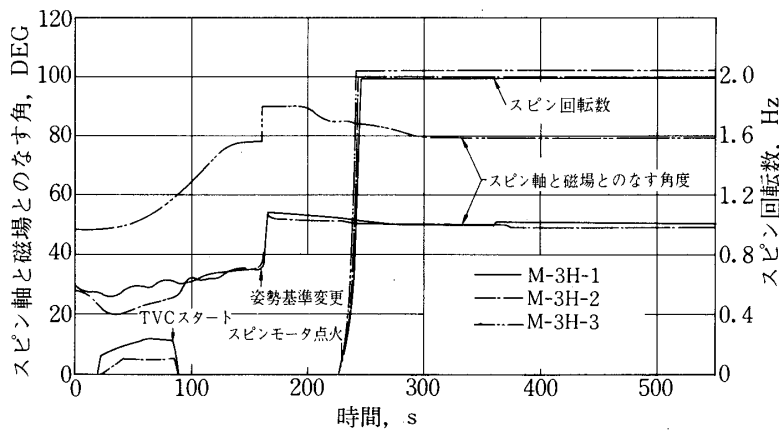
第14図 第2段計器部の温度上昇(M-3H-1)



第15図 第1段尾翼筒近傍の温度上昇(M-3H-3)



第16図 第1段前部フランジ近傍の温度上昇(M-3H-3)



第 17 図 スピン特性およびスピン軸と磁場とのなす角

(3) 姿勢

機体の姿勢は、地磁気姿勢計（GAS）によりスピン軸と地磁気および太陽に対する姿勢として計測された。また、ロールおよびスピン軸変化状態も同時に得られた。

第 17 図は、スピン特性およびスピン軸と磁場との角度を示す。

発射後 20～25 秒より、わずかにナチュラルスピンの認められるが、85 秒以降ロール制御開始で完全に制定されている。231 秒 CN モードチェンジによりスピン開始、241 秒スピンモータ点火で約 2.0 Hz 一定となっている。

同図には地球磁力線と機体スピン軸との角度も併記した。85～150 秒までは TVC、SJ による姿勢制御（RC -1）、160 秒よりピッチ角修正（RC -2）の様子が示されている。

スピンモータ点火後の姿勢変化は無く、1、2 号機約 50 度、3 号機約 80 度一定であり、姿勢がスピンによって安定に保たれていることを示している。

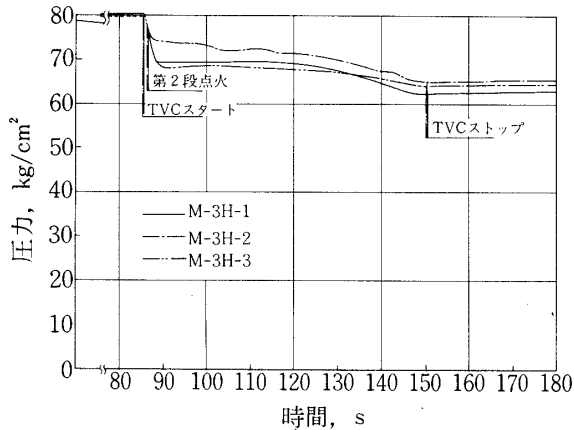
(4) 制御系計測

第 2 段ノズル部の制御系（TVC、SJ）モニタとしてタンク圧、周辺温度の計測を行った。

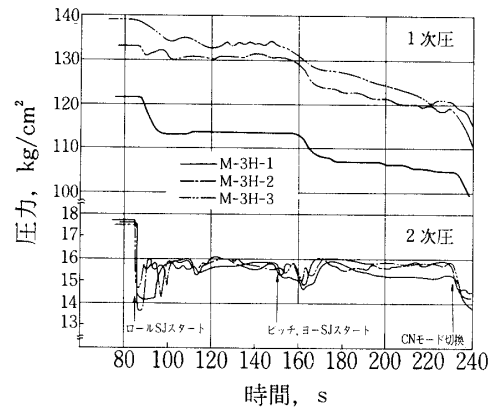
第 18 図は TVC のフロンタンク圧の変化を示す。初期圧 80 kg/cm² が制御にともない減少しているが、3 機中 2 号機が最も消費が少ない。

第 19 図は SJ の過酸化水素タンクの 1、2 次圧の変化を示す。初期 1 次圧は号機により異なるが、2 次圧は 17.6 kg/cm² と共通している。制御中 15～16 kg/cm² 前後で変動している。

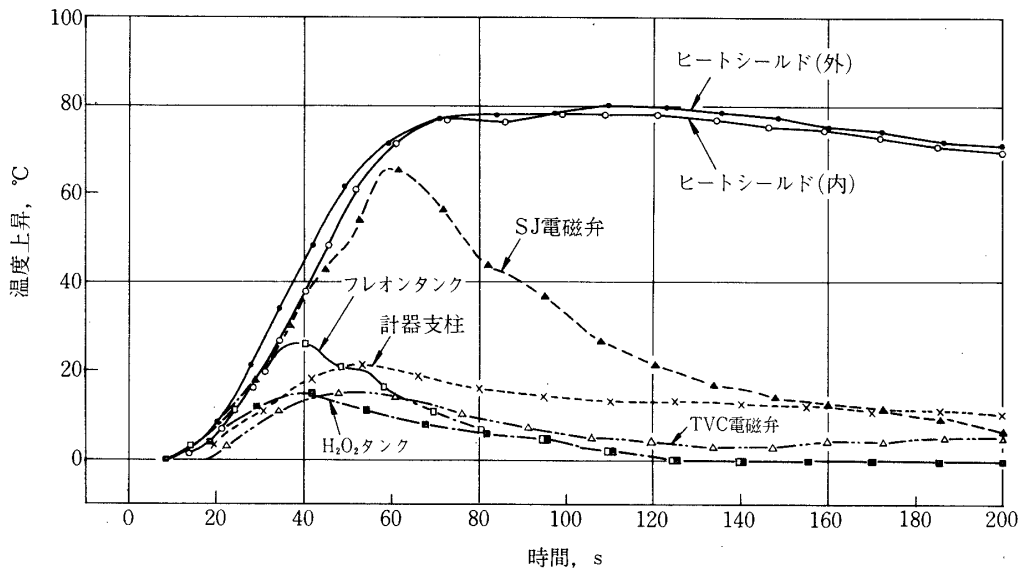
第 20 図はノズル部の制御機器周辺の温度である。各号機同程度であるが、ここでは 1 号機の結果を示した。ヒートシールドが約 80℃ まで上昇しているが、内部は 20℃ 前後である。



第18図 TVC系タンク圧の変化



第19図 SJ系1, 2次圧の変化



第20図 第2段ノズル近傍の温度上昇(M-3H-1)

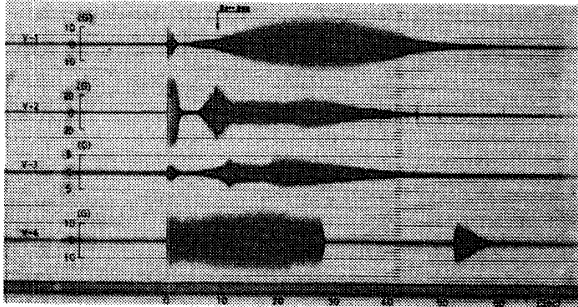
(5) 振動, 衝撃・音響

振動は圧電型振動計4～5点を機体各部に配置し計測した。また、加速度計により低周波振動および各イベントの衝撃が計測される。

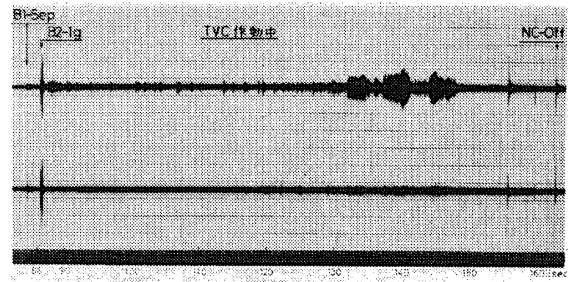
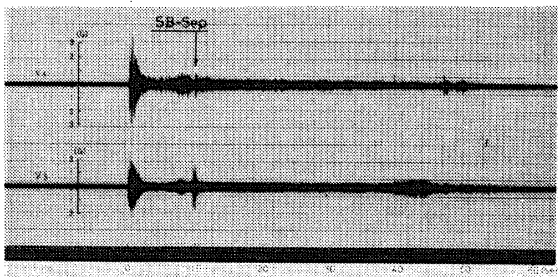
測定位置は第2段ノズルおよび計器部とノーズフェアリングについては3機同一個所を計測した。ほかに1号機では衛星接手, 3号機では第1段ノズル部を計測した。

当初M-3H型は第1段の性能向上により, 振動もM-3C型より大きくなることが予想されたが, 結果を見ると同程度であった。飛しょう中, 最も大きいのは第1段燃焼中で履歴が動圧に一致することなど振動形態の概略は変りない。

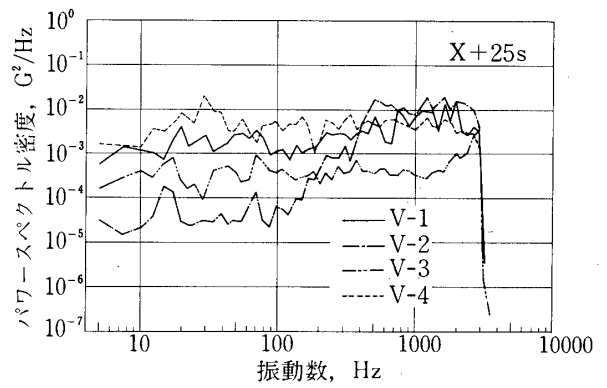
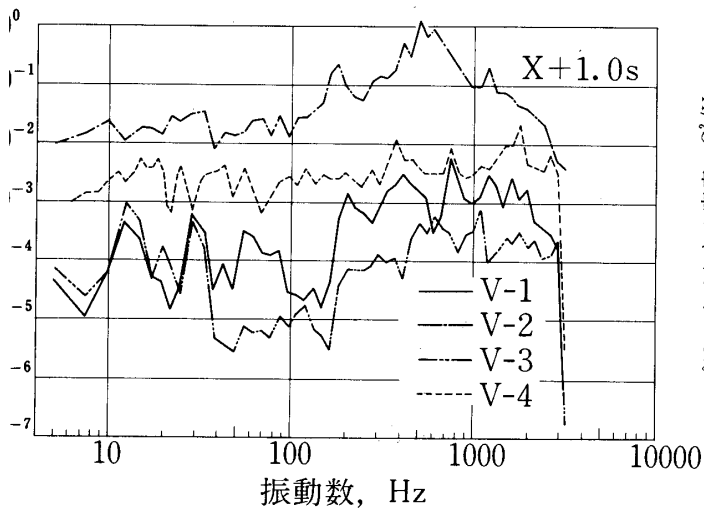
第21～24図は振動記録の概要を3号機および1号機によって示した。第1段ノズル部(V-4)は計測器の不具合で28～52秒の間計測不能となったが大要は得られた。大きさ



第21図 飛しよう中の振動記録-1 (M-3H-3) 第22図 飛しよう中の振動記録-2 (M-3H-3)



第23図 飛しよう中の振動記録-3 (M-3H-1) 第24図 飛しよう中の振動記録-4 (M-3H-1)



第25図 M-3H-3号機振動分析結果-1

第26図 M-3H-3号機振動分析結果-2

はかなり大きく±10G以上を持続している。

第23, 24図は1号機の衛星接手の記録である。発射時, 第2段点火時の衝撃および第2段燃焼末期のTVC噴射によるものが比較的大きい。

第25, 26図は第23図に対応する発射時および第1段燃焼中の最大附近に相当する25秒における振動分析結果を示す。

別に加速度計により読取った主要イベントにおける振動, 衝撃の読取値を第3表にまとめた。

第3表 飛しょう中の振動・衝撃(M-3H-2)

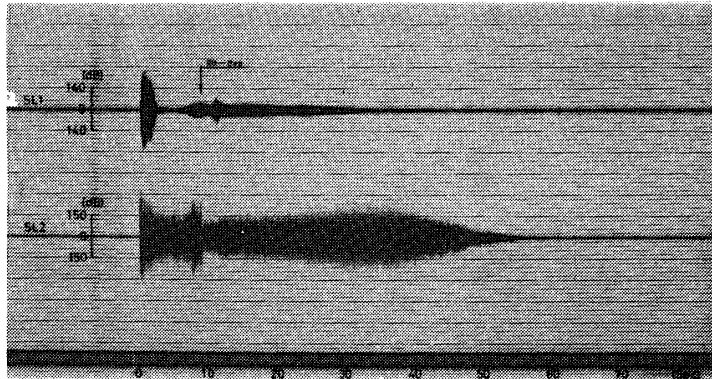
項目	計 秒	画 時	作 秒	動 時	X	Y ₂	Z ₂	Y ₁	Z ₁
B ₁ ,SB点火	0	sec	0.2	sec	2.9G 28Hz	1.1G ¹⁰ / ₈₀ Hz	2.0G ⁹ / ₁₀₀ Hz	0.47G ⁸ / ₄₀ Hz	1.5G ¹⁰ / ₃₀ Hz
B ₁ ,SB 燃焼中	—		7~9		0.22 25	0.72 ³ / ₃₅	0.6 ³ / ₃₅	0.5 30	0.58 ² / _{36.5}
SB 切離し	9.5		9.33		0.84 31.5	0.56 50	0.55 27.5	0.5 35	0.43 10
			9.63		0.25 30	1.4 ^{5.5} / ₃₀	0.64 50	1.4 ⁴ / ₄₀	0.49 20
B ₁ 燃焼中	—		24~26		なし	0.32 ¹⁸ / ₃₅	0.31 ¹⁴ / ₃₉	0.21 ¹⁶ / _{33.8}	0.34 ¹⁵ / ₂₈
			39~41		0.18 ⁴ / ₄₀	0.13 ¹¹ / ₄₀	0.15 ¹¹ / ₃₇	0.14 20	0.11 19
B ₁ 切離し	84		84.15		1.1 71.4	0.18 71.4	0.21 85	0.13 70	0.2 80
B ₂ 点 火	86		86.12		3.0 133	1.8 ²⁴ / ₁₄₀	1.7 ²⁸ / ₁₂₀	1.2 ²⁸ / ₉₀	0.7 ²⁷ / ₈₀
B ₂ 燃焼中	—		89~92		なし	0.33 ^{1.8} / ₃₁	0.23 ¹ / ₃₀	0.24 ² / ₂₄	0.25 ² / ₂₈
			130~135		0.14 30	0.67 ¹³ / ₉₀	0.88 ³¹ / ₈₀	0.39 ^{1.7} / ₇₀	0.55 ^{3.7} / ₃₈
			142~147		0.39 33	0.93 ² / ₃₃	1.0 32.5	0.52 ³⁷ / ₅₆	0.61 10
開 頭	162		162.08		0.77 —	0.25 ^{26.7} / ₇₀	0.19 ²⁸ / ₅₀	微 少	微 少
スピンモータ 点火	241		241.08		0.44 —	0.25 25	0.65 ³⁰ / ₁₀₀	0.21 —	0.19 30
スピンモータ 停止	243		246.32		0.88 —	0.93 ³⁰ / ₁₂₀	1.3 —	0.52 35	0.48 35
B ₂ 切離し	—		364.4		測定終了	測定終了	測定終了	測定終了	測定終了
B ₃ 点 火	—		370.6						
総合 レスポンス	—		—		330 Hz	220 Hz	160 Hz	110 Hz	81 Hz

(注) 1) 加速度の値は振動・衝撃成分のみを記してある。

2) Gの値は全振幅を表わす。

3) 表中の作動秒時は標準時刻を基準とした。

4) B₂ 燃焼中のY, Zの値はTVC噴射によるものである。



第27図 飛しょう中の音響記録(M-3H-3)

騒音計(音響)はコンデンサ・マイクを検出器として第2段計器部に全機配置した。3号機は振動と共に第1段ノズル部にも配置した。

第27図は3号機の記録である。第2段計器部では発射時のみ大きいですが、第1段ノズル部では燃焼中150 dB以上を持続する。第1段ノズル部は当然かもしれないが、空力的振動より燃焼によるノズル振動に起因する方が大きいようである。

4. む す び

以上M-3H型3機について行われた機体計測の概要について述べた。上記では触れなかったが、ほかの集中電源のモニタ、TVC系の漏れ検出器(LD)、各シーケンス作動の確認計等も正常で、飛しょう中、機体に異常のなかったことを示している。

計測結果の細部については必ずしも満足すべき点ばかりではないが、不具合を生じたものは改良を次号機に反映し、確度の高いデータを提供できるよう努力したい。

最後に、地磁気姿勢計のお世話を頂いた東海大学の青山教授、遠山助教授ならびにデジタル加速度計の開発にご指導頂いた本研究所の秋葉教授に厚く感謝し、また、計測器の製作を担当された松下通信工業ならびに測機舎の多くの方々に深く感謝の意を表すものである。

1979年11月13日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 今沢茂夫, 小野田淳次郎, 中田 篤; M-3Cの機体計測, 東大宇宙航空研究所報告 第14巻 第1号(B), 1978年3月.
- [2] 森大吉郎, 今沢茂夫, 若原洋一; 精密加速度計と残留推力特性, 東大宇宙航空研究所報告 第8巻 第2号(C), 1972年6月.