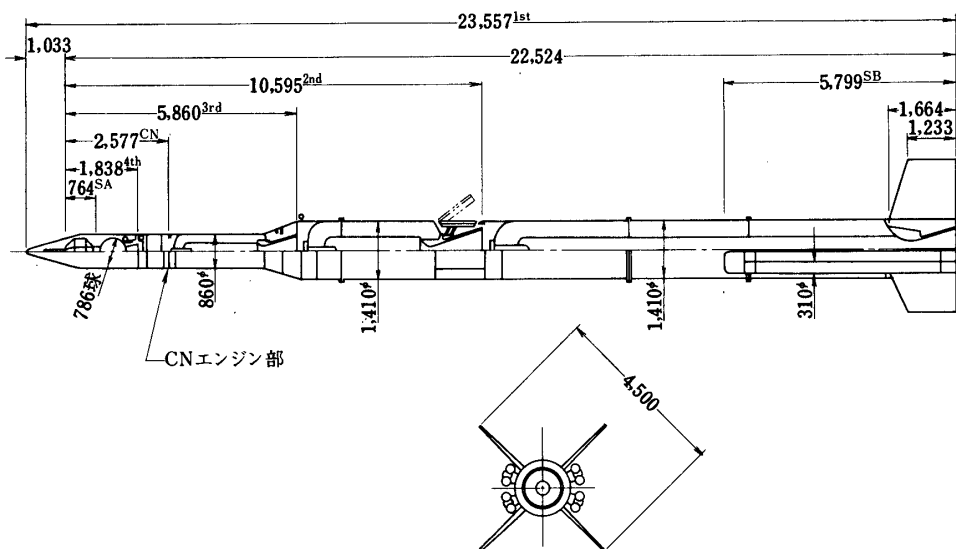


M-4S, CNエンジン部について

長友信人・秋葉鐔二郎・東口 実
上杉邦憲・船越国弘*・笠井 洸*

1. 序

M-4S型ロケットは、4段式固体ロケットで最終段の打出し方向設定のための姿勢制御システムを有し、この中に3軸制御をするための小型液体エンジンシステムが含まれている(第1図、第2図)。



第1図 M-4S-1全体図

この部分を姿勢制御エンジン部(通常CNJ,あるいはCNエンジン部)と称している。本稿は、実験機M-3D型ロケットおよび科学衛星を打上げた4機のM-4S型ロケットに用いられたCNエンジン部およびこれに関連した地上設備について述べ、さらに、このエンジンの開発経過と発生事故等について説明する。

2. CNエンジン部概要

CNエンジン部は、4段目を含むCNステージの後部において、M-4S飛しょう体の3段目切離しデスピンの後姿勢のセットを行い、再スピンを一部加える機能を待つ。このため、ピッチ、ヨー、ロールの3軸制御を行うことができるように、必要な小型ロケットエン

* 三菱重工業株式会社

ジンを有している。このエンジンは過酸化水素を触媒で分解加熱して噴射する原理のもので第3図のように配置されている。

以下に、エンジン部の構造および作動方式を地上での供給時と飛行時とに分けて説明しておく。

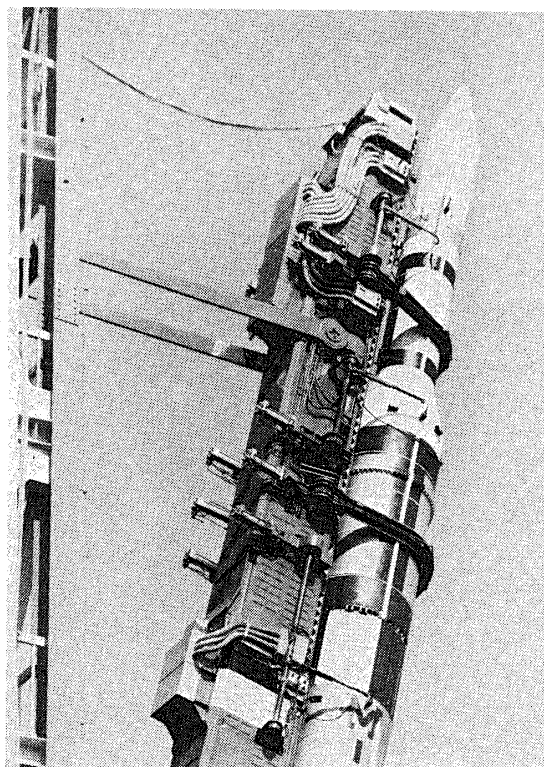
供給時：これは、ロケットの発射に先だって推進剤と加圧ガスを供給する操作である。発射当日のスケジュールにおいては初期に過酸化水素の注液を行う。過酸化水素のタンクはブラダーと呼ばれる袋状の隔膜によって仕切られ、過酸化水素はその袋の内側に、加圧ガスが外側に入る構造となっている。隔膜の内側および外側はそれぞれ注液用のカプラー

(管継手)に通じている。まず、ブラダの外側に圧力をかけて内側の残液をしぼりだす。内部に空気などのガスが残らないように、隔膜の両側

を真空に引いた後、液を隔膜の内側へ窒素ガスにより圧送する。この方式は、真空引ガス押し方式と称しており、ラムダで用いていたオーバーフロー方式と根本的に異なっている。なお、この供給は、地上試験時には、チェックアウト装置を用い、発射の際はM整備塔8階の供給装置を用いて行なう。後者は半自動式で、管制室から供給操作ができるが、カプラーの離脱は人手を使っている。カプラーは離脱と同時に離脱個所が両方とも閉となる構造のものである。一次圧用窒素ガスの供給は引抜きカプラーを通じて行われる。充填圧力は 125 kg/cm^2 である。このカプラーの切り離しと同時にロケットは地上系から独立する。この注気の操作は全て遠隔で行われる。

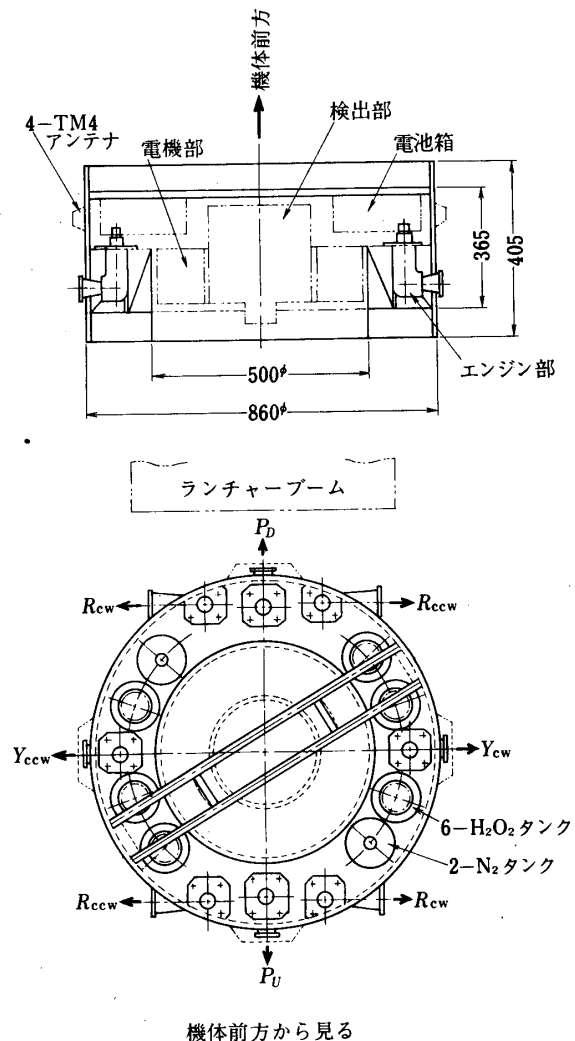
飛行中の作動：供給された過酸化水素は約 6ℓ で、6ケのステンレスタンクに分けて積載されている。このタンクの中にそれぞれ前述のブラダーがついていて、無重力状態においても液を供給できる構造となっている。その外側を窒素ガスが加圧し、過酸化水素をエンジン部へ供給するようになっているが、窒素ガスは一次圧の N_2 タンクに 125 kg/cm^2 で貯蔵され、調和弁で二次圧の 15 気圧 に減圧されて、過酸化水素タンクの隔膜の外側に供給される。窒素ガスの一次圧と二次圧は圧力ピックアップによって測定され、テレメータを通じて地上で記録することができる。なお初期のものは、調和弁の上流に発動弁と称する火薬弁を有し、発射直前にそれを作動させて二次圧を加えるようにしていたが後にこれは取除かれた。

タンクを出た過酸化水素は配管上一本に集められ、シャットオフバルブを通じて各エ



第2図 ランチャー上のM-4S写真

ンジンに分岐供給される。シャットオフバルブは、通常は「開」で、エンジン作動停止と共に「閉」となり、エンジンへの過酸化水素の供給を停止するためのもので、1号機でのエンジンバルブのトラブルによって2号機から取付けたものである。各エンジンは、CN電気部からの信号によって電磁弁が開き、過酸化水素が分解室（通常のロケットの燃焼室と同等のもの）に入って、触媒によって分解され、高温の水蒸気と酸素となって噴出する。各エンジンの分解室にはエンジンの作動を内圧上昇によって確認するための圧力スイッチがあり、この信号はテレメータを通じて地上に送られる。安全弁は、窒素の二次圧部と過酸化水素部とにあって、過酸化水素部の安全弁はできた過酸化水素を分解して放出するための漏液分解室を備えている。ガス抜き弁は、過酸化水素に二次圧がかからない状態、例えば、温度上昇などによって液圧が上昇した場合、弁の通路を開く安全弁である。これは、M-4S発射スケジュールで注液から発射直前に行なう N_2 ガス注気まで数時間放置しておかなければならない現状を考慮して設けられたものである。



第3図 全体概略図

3. CNエンジンの変遷

CNエンジンは各号機毎の地上試験や各号機の飛行実験を通じて改良が施され、内容が変更された。ここでは、M-3DからM-4S-4号機まで合計5機のCNエンジンの変遷について簡単に述べておく。なお、各号機ごとの基本システムは作動系統図として、第3図～第7図までに示される。

3.1 M-3D

M-3Dは3段目をダミーエンジンにしたシステムテスト機であった。CNエンジン部は、以後のM-4Sに比べると構造など大きな違いがあり、いわば、M-4S用

エンジンのプロトタイプといってもいいものである。構造的には、L-4 Sエンジンと同様なインテグラル構造体である。したがって、Mロケットの組付が完成した後は内部の点検ができなかった。注液方式ははじめL-4 Sと同様オーバーフロー式として計画されたのでタンクの液側への出入りのパイプの本数が多いが、実際には真空引ガス押しで供給が行なわれた。したがって、実際に用いた注液パイプは各タンクの4本のうち1本である。この号機では配管はアルミである。また各エンジンはロールの推力3.2 kg, ピッチとヨーは同じく2.3 kgで、エンジンの個数は各々の推力について4個である。

3.2 M-4 S-1

アルミ配管やエンジンの大きさなど、エンジンシステムはM-3 D

の使用実績にそっており、基本的に変更されていないが、構造的には大きな改造がほどこされた。つまり、胴部構造体をトラス構造として、強度と耐震性をまし、外皮を部分的にとれるようにしたので、ロケット組付け後の内部チェックが容易になった。また、配管系を真空引ガス押し方式本来のあり方に改め、パイプの数とタンクの出入り穴が少なくなった。エンジンを直線型からL型にし、配置がコンパクトになるようにした。また、K-10 C-2号機の事故の結果、この号機から地上系に応急停止装置を設備し、地下管制室からの操作によって非常時に水を供給し、洩れ出た過酸化水素を薄めることができるようにした。

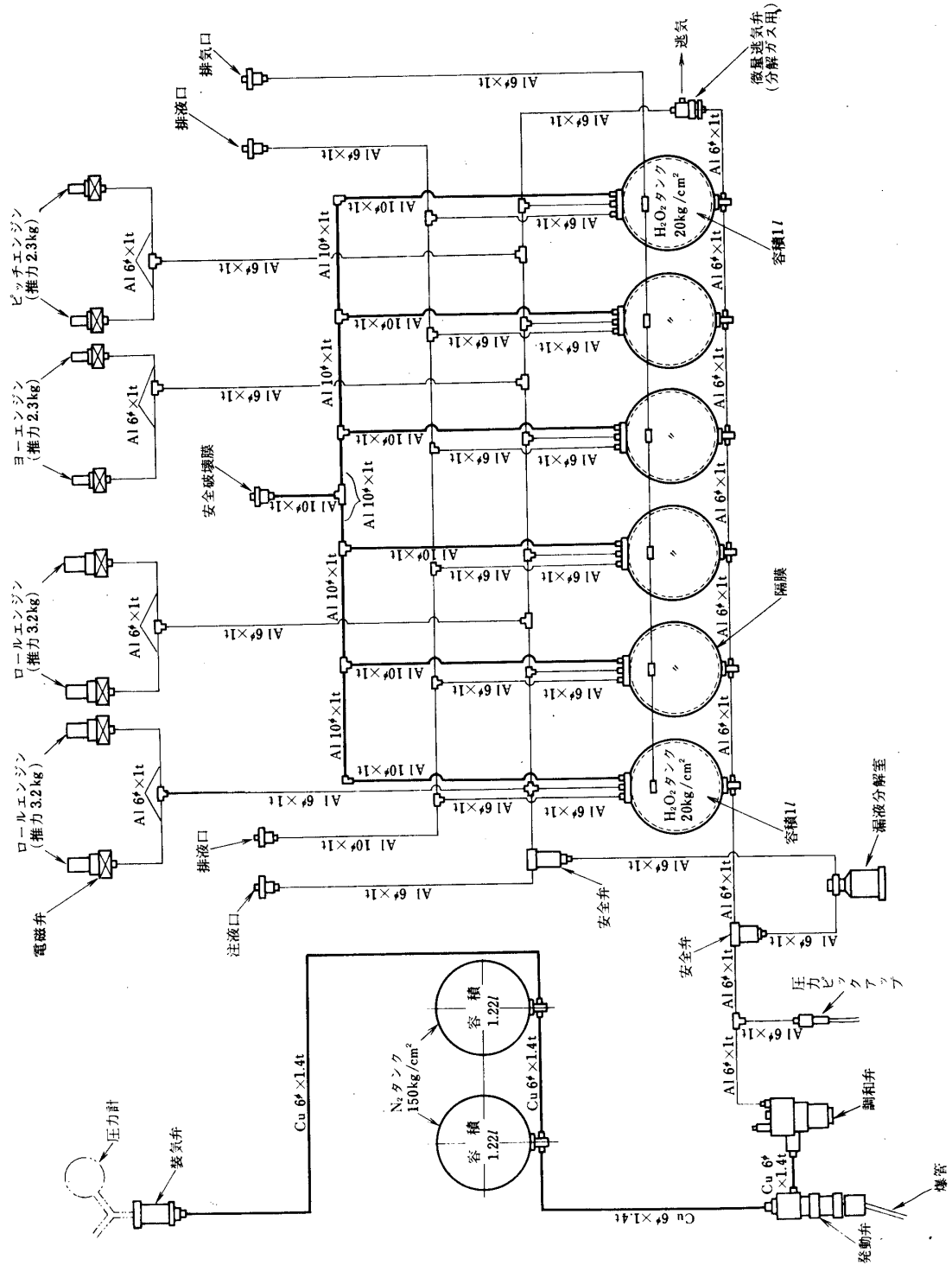
3.3 M-4 S-2号機

M-4 S-1号機のCNエンジンの事故の結果、この号機ではCNエンジン部の見直しが行われ、数多くの改良と試験が行われた。これについては第1表のエンジン事故例に示されるように、K, L型ロケットに用いられたCNエンジンの事故も考慮にいれ、また、地上試験においてトラブルが多かった部分についても改造が行われた。改良点は第2表に示す通りである。主なものについて説明すると、

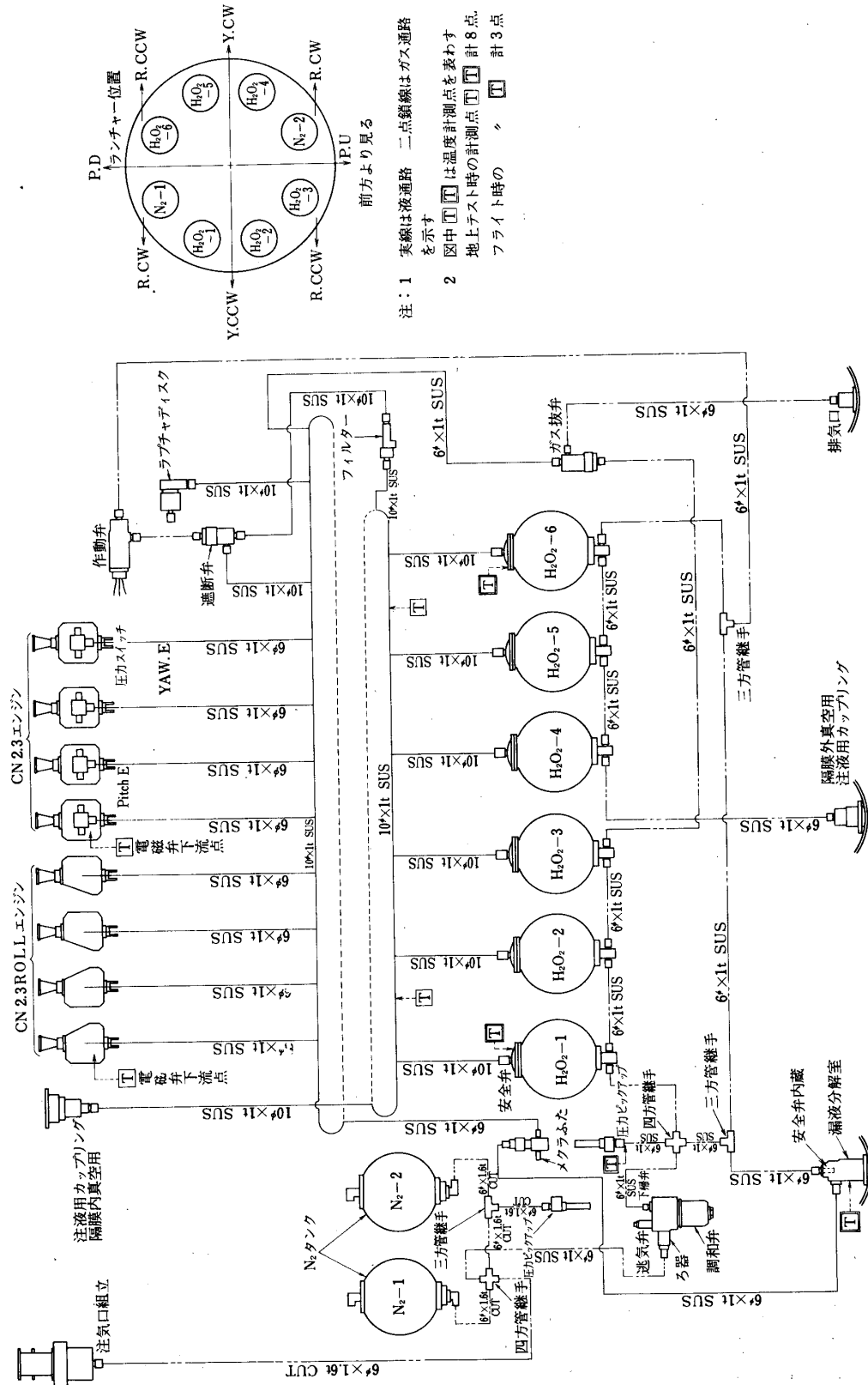
i) 発動弁の廃止：この弁は一次圧注気後、発射10数分前のエンジンチェック開始の前に作動して二次圧を働かせるものであって、飛行中より環境条件の良い地上において、この間のごく短い時間だけ調和弁に圧力をかけるのをおくらせるだけの機能しかないという程度で、かねてからその有効性が疑われていたが、結局、廃止されることになった。これによって、発射直前の作業が簡略化され、時間的ゆとりがとれるようになった。



第4図 整備塔8階のM-4 Sロケット
下部がCNエンジン部



第5図 M-3D用CNロケット配管系統図



第7図 M-4S-2用CNロケット配管系統図

第1表 エンジン部事故例

機 種	事 故 例	対 策
L-4S-5	○ 分解室触媒の破壊により分解室が目づまりを起す。(地上試験時)	○ 触媒, 粒度, 充填量, 規格化
K-10-6	○ 発動弁作動時調圧弁不調となり, 安全弁が作動した。(発射時) ○ 電磁弁 ポペット不良により不作動 (地上試験時)	○ 追求試験で発動弁作動の際, 発動膜の破壊した1部が調圧弁に入ることが解りフィルタの目を小さくした。 (120メッシュ金網→焼結合金又は10 μ 金網) ○ また, 安全弁の応答性を改良 ○ 受入試験項目を強化, 電磁弁チェック方法改造 (電流波形計測)
K-10-6 L-4SC-1	○ アルミパイプ及びパッキン腐食により0.3kgエンジンの絞り口(0.4 ϕ)目づまり (地上試験時)	○ 電磁弁内部の80メッシュフィルタを240メッシュに取り替えて使用するか又は液系に240メッシュフィルタを設ける。 ○ 液系の材質アルミからSUS27又は28に変更
M-4S-1	○ 飛しょう中電磁弁が開のまま閉じなくなる。 ○ 注液カップリング性能劣化 (エラストマの膨じん?)による通路抵抗増加) ○ N ₂ カップリング引抜装置不良	○ 電磁弁のチェック方法改定 (電流波形を定期的に計測する) ○ 液系の材質アルミからSUSに変更 ○ 液系にフィルタ240メッシュ ○ 液系に遮断弁を設け姿勢制御終了後液通路を閉じる。 ○ 同型の電磁弁採用を中止した。 ○ カップリング1/4"から3/8"にする。 ○ 改造
M-4S-2, 4 L-4SC-1	○ 注液後待期中ガス, 抜弁ガス作動	○ ガス抜弁応答性改良 ○ 機体タンクへの液注入を満注にせず10%程度の余裕をもたせる。
M-4S-3	○ 圧力スイッチ故障 (地上試験および飛しょう中)	○ マイクロスイッチの熱保護 ○ ペローズ改良

ii) シャットオフバルブはエンジン作動後に過酸化水素のもとを閉じてしまうためのもので, M-4S-1号機のロールエンジンが最後に閉じなかったことに対する直接的対策である。6個のタンクからの過酸化水素の流れを全てこのバルブを通すために管路を一本にまとめた結果, 配管方式が大幅に変更され, 飛行前チェックにおいてこのバルブが通常開であることを確認する手順が付け加えられた。また, エンジンバルブの目づまり防止のため, この部分に新たに液系フィルターが設けられた。

第2表 M-CNNエンジンシステムおよびその変遷

		M-3D-1		M-4S-1		M-4S-2		M-4S-3		M-4S-4	
システムおよびその変遷		○ 過酸化水素モノプロペラントのN ₂ ガス圧送方式で、N ₂ タンク、H ₂ O ₂ タンク、調和弁、エンジンのほか、安全装置としてN ₂ ガス1次圧系に発動弁(爆管)N ₂ 2次圧系に安全弁、H ₂ O ₂ 系に安全弁、ラプチャディスクを設けており、これらはいずれもL-4Sと同一システムである。 ○ 配管はL-4Sを踏しゅうしてオーバーフローの配管系であるが注液は真空引きガス押方式を採る。		○ 胴体をトラス構造にして強度耐振性を増し、またアクセシビリティをもたせる。 ○ 配管を真空引きガス押方式の配管とした。 ○ エンジンをI型からL型にし、コンパクトにした。		○ 発動弁廃止 ○ 姿勢制御動作完了後液通路を遮断するシャットオフバルブ(N ₂ ガス動作方式)を設ける。 ○ H ₂ O ₂ 注液カプラ1/4"から3/8"にする。 ○ バイブライン(N ₂ 2次圧系および液系)の材料をアルミ合金からSUS304とする。 ○ H ₂ O ₂ バイブラインに240メッシュフィルタ設置 ○ Rollエンジン推力レベル3.2kgから2.3kgとし、電磁弁をAF56C-67M型に統一		○ シャットオフバルブをプッシュ動作方式とする。 ○ ガス抜弁配管系1部変更。 ○ 電磁弁チェックを容易にするためチェックプラグを設ける。 ○ 液系フィルタ400メッシュとする。 ○ 安全弁開圧をN ₂ 23kg/cm ² 、H ₂ O ₂ 系25kg/cm ² (従来は23kg/cm ²)、ラプチャディスク開圧を30kg/cm ² (同じく27kg/cm ²)とする。なおラプチャは飛しょう時は旨とする。		○ H ₂ O ₂ 容量4ℓ(従来は6ℓ)とする。 ○ エンジン圧力スウィッチ改良	
地上装置		○ 注液はM整備塔8FLの供給装置を用いてリモート注液 ○ 注気はM組立室注気装置を用いてリモート注気 ○ 注気系はランチャアームを用いてリモートディファイカッピング		○ 注液系に応停装置を備える。				○ N ₂ 系引抜装置球面継手採用。		○ 供給系パイプ取替え。	
全 長 (mm)		451		405		416		416		416	
外 径 (mm)		860		860		860		860		860	
P あり		55.2		48.0		57.3		59.1		54.0	
P な し		46.9		39.8		49.0		50.5		48.0	
プロペラント搭載量(ℓ)		6		6		6		6		4	
作 動 時 間 (sec)		75		75		90		90		64	
ピッチ、ヨー		2.3		2.3		2.3		2.3		2.3	
推 力 (kg)		3.2		3.2		2.3		2.3		2.3	
ロ ー ル											

iii) パイプラインをアルミからSUSにした。これはK, Lなどの小型エンジンにおけるトラブルからの教訓である。

iv) ロールエンジン推力レベルの変更：これは1号機においてトラブルのあった3.2 kg エンジンについていたAF-102電磁弁を、ピッチ、ヨーエンジンと同じく、使用実績の多いAF56C-67M型に変更したために、バルブ容量にあわせて推力を下げたものであるが、詳細は次項および研究開発の項を参照。

3.4 M-4S-3号機

M-4S-2号機に間に合わなかった改良をさらに追加している。すなわち、しばしばガス抜き弁が作動して過酸化水素が洩れる現象があったので、これをなくすために、その配管の一部を変更した。また、過酸化水素タンク内の膜を隔てた液側と気側の圧力は等しいが、両側につけた安全弁の作動圧をガス系の方を低くして、圧力上昇の際、ガス側が早く作動するようにした。また、N₂のカプラー引抜き装置に球面継手のものを採用し、作動を確実にした。

3.5 M-4S-4号機

M-4S-3号機でCNエンジンシステムは、ほぼ完成の域に達したので、これまで余分に見込んだ推進剤の量を減らし、H₂O₂タンクを6個から4個に減らした。

以上の変更点などを第2表にあらわした。

4. 各種試験

M-4S型CNエンジンの検査試験は、M-3Dにおいても部品検査を中心に行なわれてきたが、最終的に規定された試験の手順は、M-4S-2号機において確立されたといえよう。第3表には、これら一連の試験手順が示されている。

4.1 部品試験

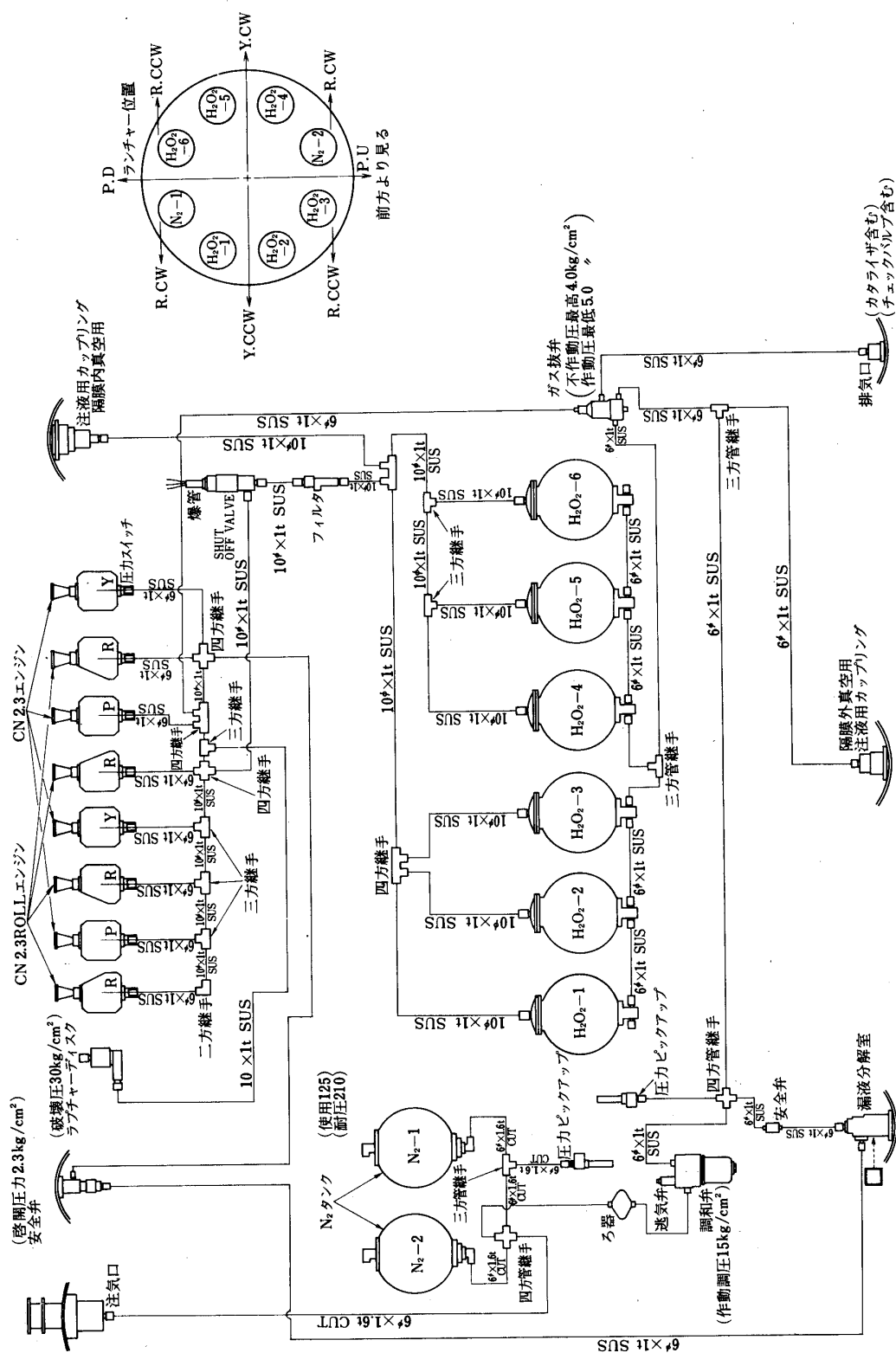
部品試験では製作した部品の作動試験をかねて、特性を定量的に測定する。第4表には、M-4S-2号機以降の試験検査の内容が示されている。なお、各部品の環境テストは調和弁の振動・衝撃試験以外は次の全体組立試験の中でまとめて行なわれた。

4.2 全体組立試験

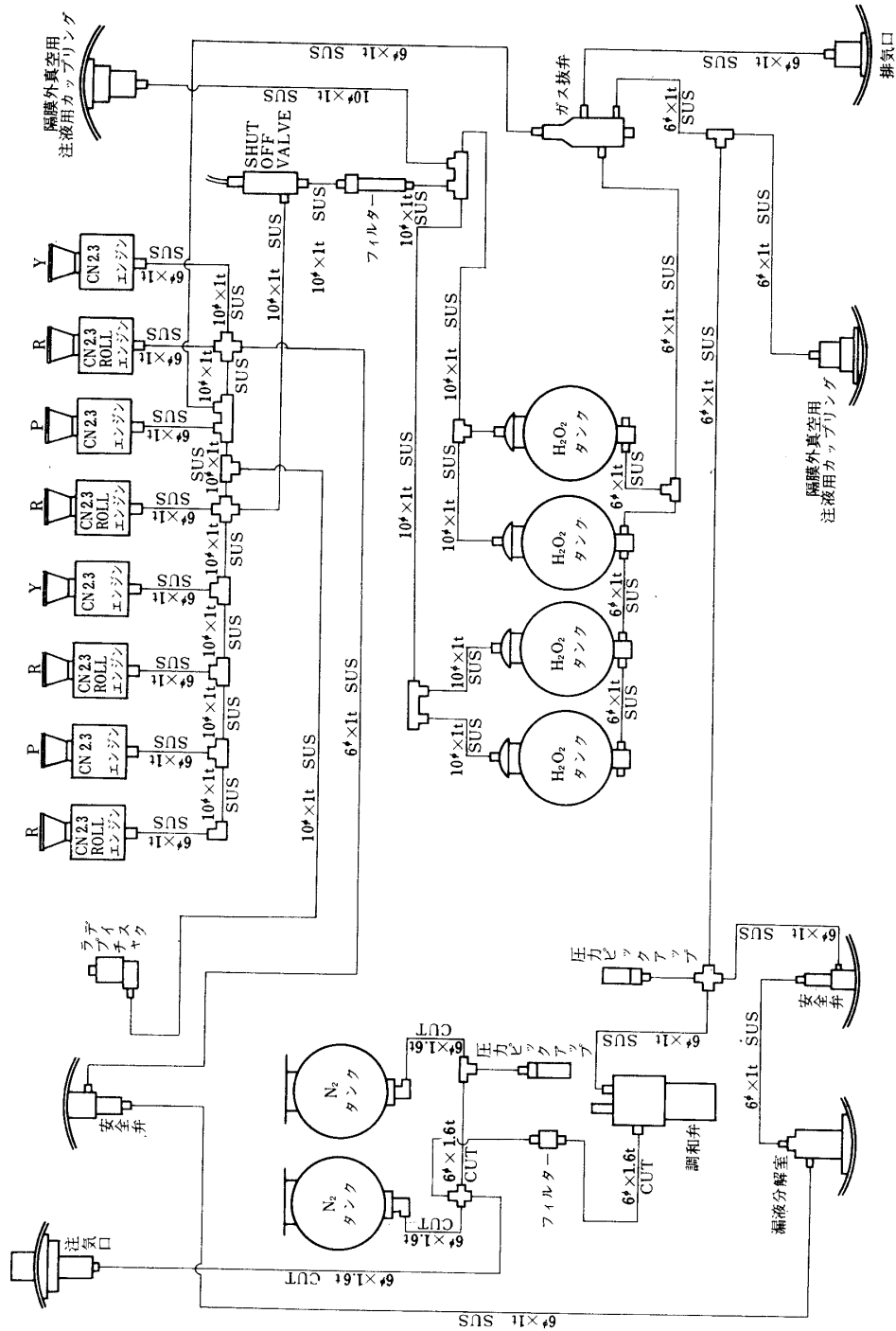
全体組立試験には、気密試験、環境試験および電気部とのかみ合わせなども含まれる。ここで行なわれた各種試験の手順は第3表の後半部に示される。その試験の方案を以下に簡単に示す。

4.2.1 気密試験方案

エンジン全体組立後、規定圧に対し気密が完全であることを確認するために行なわれる試験であって、二つに分けて実施される。一つは、CNエンジンのノズル部までを含む気密試験である。この場合は、CNエンジン8個にめくらぶたをつけ、電磁弁を開の状態にして、全体をエンジン燃焼室圧力である8気圧にセットする。もう一つは、電磁弁より上流に関する気密試験で、この場合は、電磁弁を閉にし、二次圧力を規定圧にセットにし、一次圧を加圧する。一次圧はM-4S-2号機までは作動圧である125気圧をかけたが、3, 4号機では耐圧容器取扱以上、88気圧として試験した。

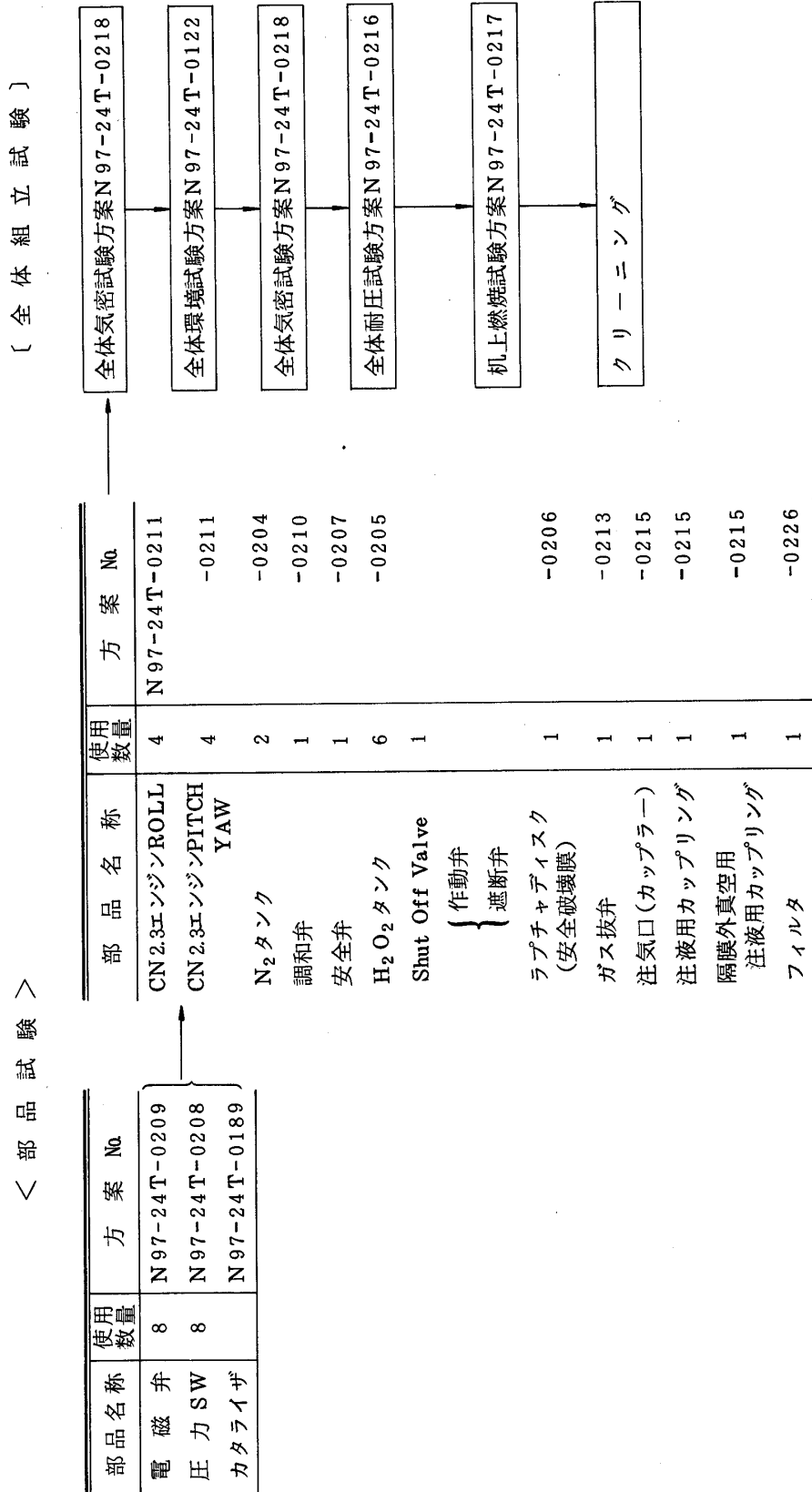


第8図 M-4S-3用CNロケット配管系統図



第9図 M-4 S-4用CNロケット配管系統図

第3表 CNエンジン試験項目と試験方案



第4表 CNエンジン部品試験一覧表

号 機 部 品 名	試 験 名		
	M - 4 S - 2	M - 4 S - 3	M - 4 S - 4
CN 2.3 エンジン ROLL PITCH, YAW	単独燃焼試験 単独燃焼試験	単独燃焼試験 単独燃焼試験	単独燃焼試験 単独燃焼試験
電 磁 弁		寸 法 検 査 シグネチャトレース	寸 法 検 査 シグネチャトレース
圧カスイッチ	作 動 試 験	作動気密試験	作動気密試験
カタライザー	粒度及び重量検査	粒度及び重量検査	粒度及び重量検査
N ₂ タ ン ク		耐 圧 試 験	耐 圧 試 験
調 和 弁	作 動 試 験	作 動 試 験	作 動 試 験
安 全 弁 (N ₂ , H ₂ O ₂)	作 動 試 験	作 動 試 験	作動気密試験
H ₂ O ₂ タ ン ク	耐 圧 試 験	耐 圧 試 験	耐 圧 試 験
Shut Off Valve	気密試験 (作動弁, 遮断弁)	作 動 試 験 (作 動 弁)	作 動 試 験 (作 動 弁)
ラプチャディスク (安全破壊膜)	耐久破壊テスト	耐久破壊テスト	耐久破壊テスト
ガ ス 抜 弁	気密及び作動試験	作動気密試験	作動気密試験
アンビリカル カップリング	耐 圧 試 験 (注液注気) 流 量 試 験 (注 気)	耐 圧 試 験	耐 圧 試 験
フ イ ル タ	N ₂	強 度 試 験	流して異状の有 無を調べる
	液 系	流 量 試 験	流量特性試験

以上の試験では、気密が保たれているかどうかをチェックするために、40 分間加圧して、圧力状態を記録した。

4.2.2 環境試験方案

この環境試験は、CNエンジン組立後の振動、衝撃に耐えることを確認するためのものである。振動試験の規格および、衝撃、加速度の試験規格は次の通りである。

環境試験規格：部品環境試験は、飛しょう中に予想される環境条件より決定したCNロケット本体環境試験規格の3 倍の値を適用した。すなわち以下の通りである。

(1) 振動試験 (三方向)

5 ～ 50 cps : 3 m/m 振幅 10 分間

50 ~ 500 cps : 15 g 10 分間
500 ~ 2000 cps : 30 g 10 分間

(2) 衝撃試験 (三方向)

40 g r 10 m/m sec

(3) 加速度試験 (三方向)

25 g 30 秒

この試験結果の評価は続いて行なわれる気密試験の結果によって判断される。

4.2.3 全体耐圧試験方案

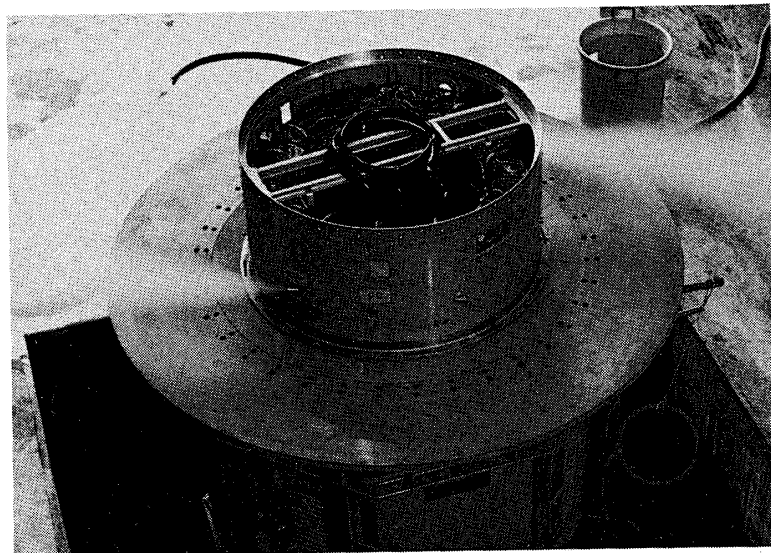
エンジン全体組立および環境試験の後、二次圧系統に試験圧力 (調圧 $\times 1.4$) をかけ、耐圧性に異常がないことを確認するために行なう試験である。かける圧力は二次圧力の調整値の1.4倍、したがって、M-4S-2号機までは24気圧、3号機からは21気圧である。方法は窒素ガスを隔膜の両側に試験圧力だけ加えた後、カプラーをはずし圧力の時間変化を記録する。

この試験は、実際には調和弁の過渡的作動において圧力が規定値より上昇した場合の安全性を保障するためのものである。

4.2.4 机上燃焼試験方案

この試験は、CNエンジン全体組立後8基のエンジンの作動を確認するために行なうもので、試験の方法はエンジンの作動状態と同様に過酸化水素および N_2 ガスを充填して行なう。

まず、最初に8基のエンジンの燃焼状況を目視で観察すると共に、圧力スイッチの作動および一次圧、二次圧の変化を電磁オシロで測定、記録する。次いで、ロール、ピッチ、ヨーエンジンが同時に燃焼する場合の試験を行なうために起こりうる組合せについて同時作動をさせる。



第10図 宇宙研における燃焼試験

この際の計測項目は、(1)、一次圧 (2)、二次圧 (3)、圧力スイッチ作動 (4)、使用過酸化水素量 (5)、温度計測である。温度計測は一次圧および二次圧、圧力ピックアップ取付け部、エンジン2点、過酸化水素タンク2点、配管系2点、漏液分解室1点、合計12点である。

M-4S-2号機において、特に信頼性向上の観点から部品の環境試験を行ない、これを通じて、各部品の見直しが行なわれた。その試験は第5表に示されているようなものである。この中からいくつか取りあげて簡単に説明する。

第5表 信頼性向上試験項目と方案

エンジンカタライザ経時変化試験方案N97-24T-0220		
エンジン	2次圧	推力特性試験N97-24T-0219
パイプ耐久試験		N97-24T-0201
部品環境試験 (N ₂ タンク H ₂ O ₂ タンク 調和弁 安全弁 カップラー エンジン (含電磁弁, 圧力SW))		N97-24T-0200
アンビリカップラ耐取扱, 耐圧試験		N97-24T-0199
アンビリカップラ流量特性試験		N97-24T-0198
電磁弁 Life Test		N97-24T-0197
ラプチャディスク耐久テスト		N97-24T-0221
圧力SW Life Test		N97-24T-0223
Shut Off Valve		N97-24T-0224
Bubble 混入テスト		N97-24T-0229
		電磁弁 LIFE TEST (追加試験) N97-24T-0227

4.3.1 部品環境試験

部品環境試験は、CNエンジンで用いている部品のうち次の11項目について下記の基準によって行なわれた。

記		
振動数	振幅 加速度	時 間
5 ~ 50 c/s	3 mm	30 分
50 ~ 500 c/s	15 g	30 分

500 ~ 2000 c/s

30 g

30 分

(1) 電磁弁	1 個	(2) 調圧弁	1 個
(3) 安全弁	1 個	(4) アンビリカルカップラー	2 個
(5) N ₂ タンク	1 個	(6) H ₂ O ₂ タンク	1 個
(7) ガス抜弁	1 個	(8) 遮断弁	1 個
(9) Roll エンジン	1 個 (RA-3)	(10) 圧力スイッチ	1 個
(11) パイプライン	1 式		

環境試験の前後で各部品の作動試験を行ない結果を比較した。この結果、エンジン以外は試験の前後における作動の異常は認められなかった。

エンジンは試験の前後でカタライザーの状態を調べた結果、環境試験のあとではカタライザーのペレットの角が少しとれ、微少の粉末になっていたのが観察された。試験に供したエンジンは燃焼テストを行ない、その性能を試験前のものと比較したが、その結果は推力は 2.3 kg が 1.9 kg (約 17 % 減) に、燃焼室圧は 7.55 kg/cm² が、5.9 kg/cm² に低下していた。ただし、環境試験の前後の作動試験の間に 10 日間の日数が経過しているため、この性能劣化にはカタライザーの経時変化の影響も幾分含まれていると考えられる。この点は次の研究開発の項でもふれる。

4.3.2 アンビリカルカップラー流量特性

過酸化水素注液用のアンビリカルカップラーは、スウェーデン製の 1/4 インチを使用した。適用流量が使用流量に比べて小さいために圧力損失が大きくなり、注液中にカップラー内のチェックバルブが振動し、破損するトラブルが生じたので、3/8 インチのものと交換した。この際、両者の流量特性、すなわち流量と圧力損失の特性を比較した。なお、3/8 インチの採用によって注液の特性が変化しないように、1/4 インチのカップラー相当の絞りをいれた。流量特性の比較は第 11 図に示される。

4.3.3 圧力スイッチ

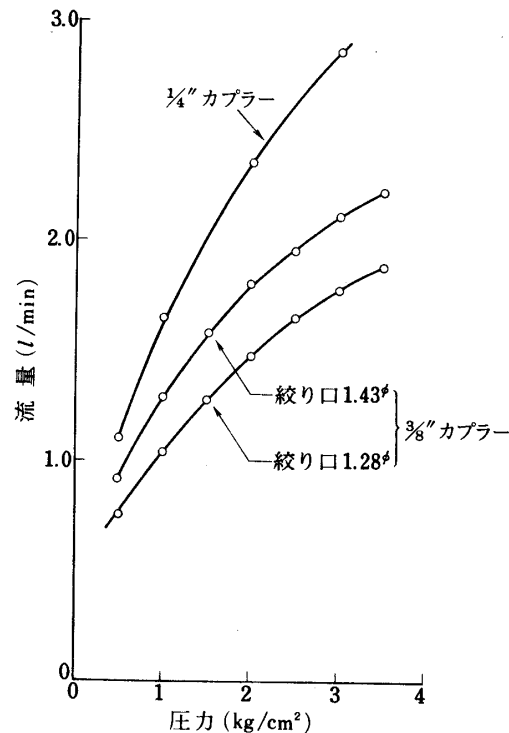
圧力スイッチはベローズをバネで押しておき、 4.0 ± 1.2 kg/cm² 範囲内の圧力がかかった時、これを押して変位しマイクロスイッチをオン、オフする原理のものである。耐久試験は、3 万回のオン、オフ操作を行なったが、8500 回までは、ON、OFF とも 0.3 気圧以内で作動圧力に変動があった。しかし、8500 回以降は作動圧力はほとんど変動がない。この結果から、試験中に生じた圧力スイッチの不具合はこの初期の慣れ不足によるものが多かったと推定される。

4.3.4 ラプチャーディスク耐久試験

地上試験の際に、ラプチャーディスクからの漏液が発生したので、耐久性を確認した。方法は 24 ± 0.5 kg/cm² で、0.5 Hz の周期で破壊までの回数を測定した。この結果は次表のようであった。なお、 20 ± 0.5 kg/cm² で同様、0.5 Hz では破壊しなかった。この結果を数は少ないが正規分布を仮定すると信頼係数 0.95 に対して破壊までの平均回数は 196.3 ± 52.9 、また信頼係数 0.999 に対しては 196.3 ± 128.6 である。したがって、M-4 S の使用回数 8 ~ 10 回位の加圧くり返しに対しては、ラプチャーディスクそのものの耐久性は十分である。

地上試験において見られたラプチャディスクの漏れはその取り付け方に問題があったと思われる。

信頼性向上試験のうちの残りの項目については、研究開発的傾向が強いのでその項で述べる。



第11図 アンビリカップラー流量特性

供試体番号	1	2	3	4	5	6	7
破壊までに加圧した回数	290	162	220	196	215	204	87

4.4. 真空燃焼試験

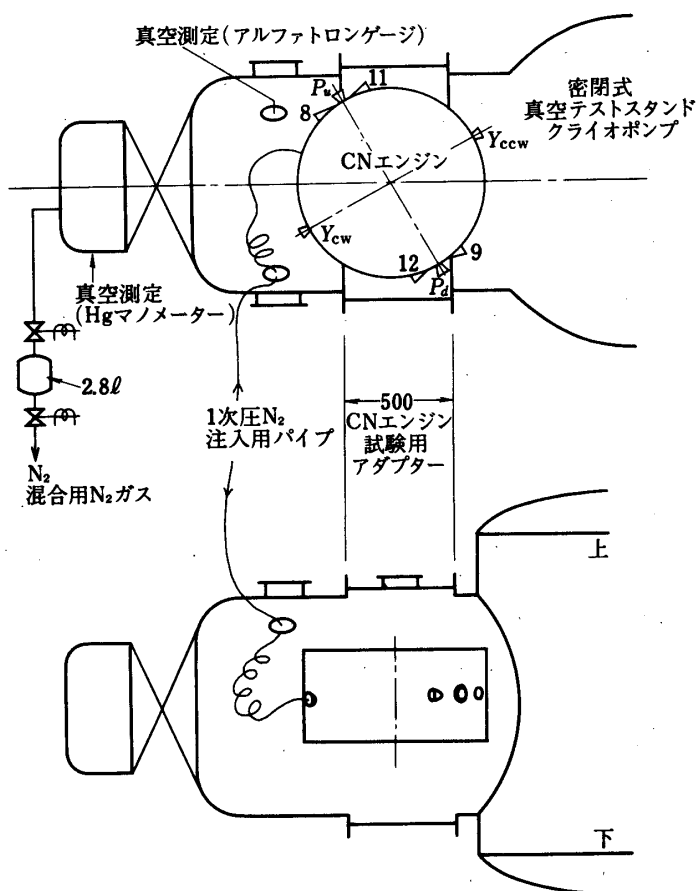
CNエンジン全体を高真空下において作動させる試験が、M-4S-2において実施された。その目的は、

1. 真空中での各エンジンの動作確認
2. 1個のエンジンについて全作動秒時相当の噴射テスト
3. 搭載する温度センサーおよび圧力センサの機能確認
4. 主要部分の温度測定

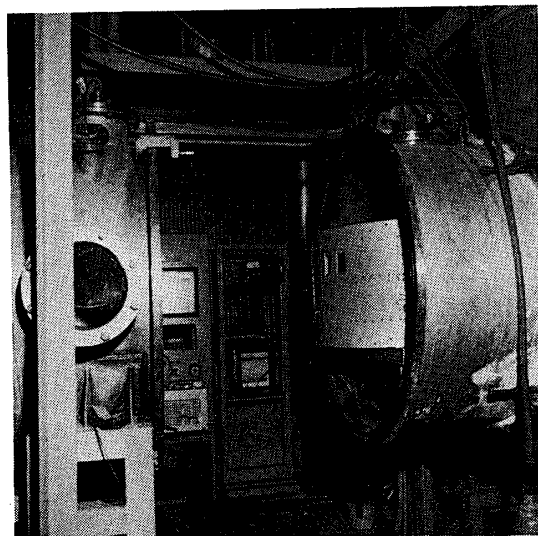
であった。

試験は、まず宇宙研の密閉式真空テストスタンド内にCN部を第12図のようにセットし、真空排気を行なって到達した真空度からエンジン部の漏れをチェックした。さらに、一次圧 98 kg/cm をかけた時、真空度が劣化することから微量逃気弁のものを含んだ真空気密テストが実施できる。次に、密閉式真空テストスタンドのクライオパネルに液体窒素をチャージし、エンジンテストを行なう。噴射の方式は別表の通りである。最後にロールエンジンを噴射させておいて遮断弁を作動させその機能を確認する。

結果のあらましは次の通りである。真空気密テストではエンジン部からの大きな漏れはな



第12図
真空燃焼実験器材配置図
(上：平面図，下：側面図)



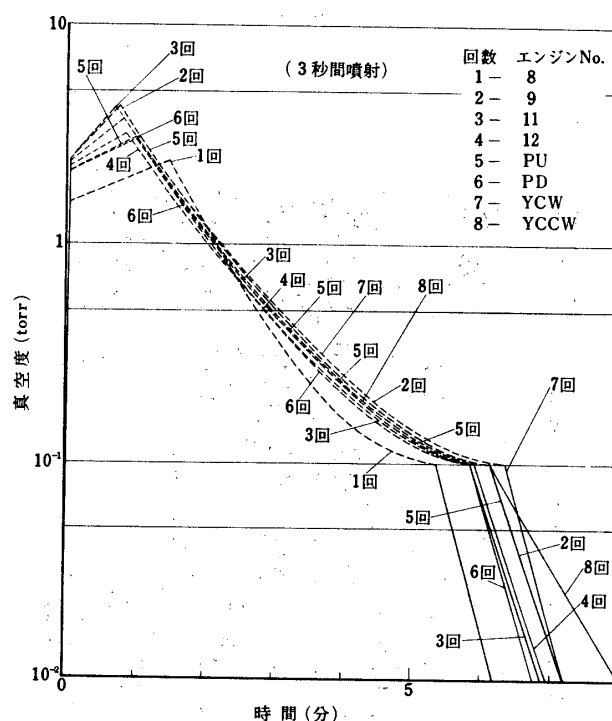
第13図
密閉式真空テストスタンドに
収められたエンジン部

第6表 真空燃焼テスト結果 (12/20)

回数	時	分	秒	噴射時間 (秒)	エンジン名	No.
1	0	1	21	2.25	R cw	8
2	0	7	59	3.38	"	9
3	0	14	35	3.34	R ccw	11
4	0	21	42	3.10	"	12
5	0	28	52	3.42	P up	
6	0	37	06	3.08	P down	
7	0	44	15	3.04	Y cw	
8	0	51	38	3.04	Y ccw	
9	0	59	21	9.96	R ccw	12
10	1	8	56	10.14	R cw	9
11	1	19	41	10.30	R cw	9
12	1	29	21	10.30	R cw	9
13	1	38	29	24.66	R cw	9

く、調和弁の微量逃気弁からのリークが0.6 Torr ℓ/secであることが測定された。エンジンテストの時間が長かかっているが、これは第14図、第15図のエンジン噴射の際の真空タンクの真空度の変化に見られる通り、一回の噴射による真空度の劣化を回復するのに約6分を要するためである。

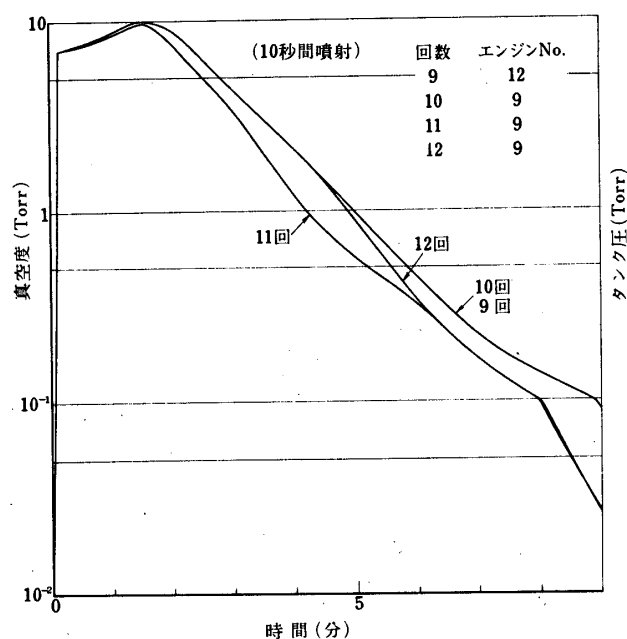
温度計測は搭載用の2点の他、実験用に第7表の部分測定した。その結果の代表例が第16図に示されている。ここで注意しなければならないのは胴壁温度に関しては初期の数秒間が実際に起りうる温度の過渡的变化をあらわしており、10秒以降の温度が減少してくる部分はこの



第14図 エンジン噴射時の真空タンク内圧力の変化 (その2)

装置のシミュレーションの不完全さに起因する部分である。つまり、タンク内の真空度劣化により、気体を通じてのクライオパネルからの冷却効果が作用するために温度がさがっていると判断されるからである。同様に、エンジン外壁温度も実際の真空中で作動する値より低い値で一定になっていると推定される。

圧力センサおよび搭載用温度計の結果は、搭載温度計センサの方は電気部を通じて作動を確認した。圧力センサの方は電気部を通して実際の圧力を測定し、外部からのブルドン管圧力計と比較して、一致していることを確かめた。



第15図 エンジン噴射時の真空タンク内圧力の変化(その2)

第7表 CNエンジン真空燃焼テストでの温度測定点

記 号	種 類	測 定 位 置	記 録 器
T ₁	サーモシート	タ ン ク	ビ ジ コーダ
T ₂		一 次 圧 P.U	"
T ₃		二 次 圧 P.U	"
T ₄	サーモカップル	分 解 室	"
T ₅		エ ン ジ ン	"
T ₆		調 和 弁	"
T ₇		胴 壁	XYレコーダ

遮断弁の作動は、作動弁付きのM-4S-2号機で使用したものを試験した。これは大気圧で作動させた時との比較を行なったが、プッシャーオンとシャットオフバルブの作動のアンサーの時間の遅れは40ミリsec位で両者は一致した。シャットオフバルブ作動後、作動用N₂ガスが漏れたために真空度は低下した。

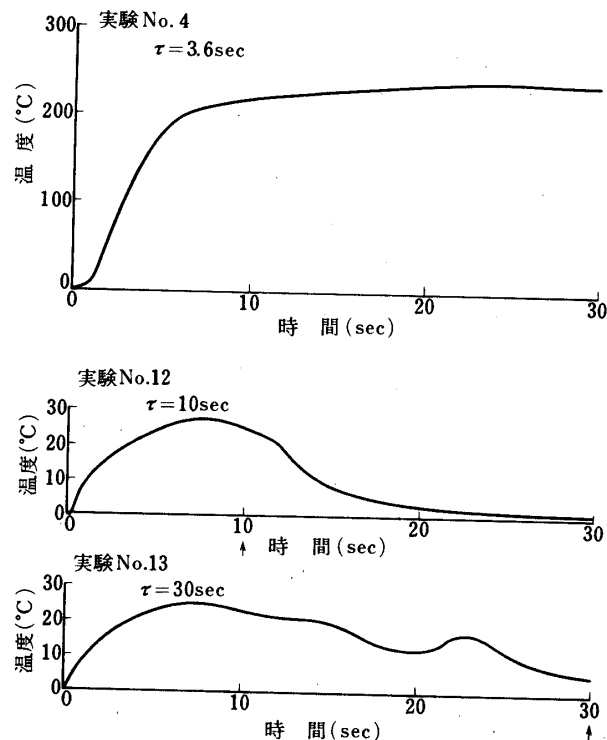
以上、所期の目的はほぼ達成された他、真空気密試験が行なわれたのが副産物として特記される。

4.5 M-4S打上げ作業中の組立検査試験

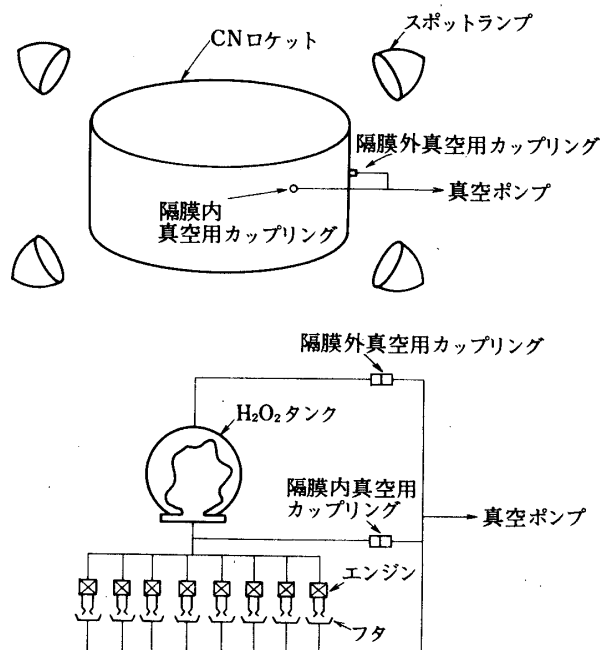
以上でCNエンジン部単体として試験項目についてあらましを述べたが、この後、M-4

S ロケットに組込むに際して、関連するサブシステムとのかみ合せや配線作業があり、さらに組付けた状態での総合試験、振動試験などがある。これらの流れを第8表および第9表に示す。この中で最も注意を払ったのはクリーニングである。クリーニングは色々な方法を試みたが、結局、下記のようなクリーニング要領で行なっている。

- (1) CNエンジン部を蒸留水で3回注排液し水洗いする。
- (2) 第13図に示す配管図に3 kg/cm²G程度の圧力をかけて電磁弁を各々5 secごとに水分がなくなるまでON-OFFする。
- (3) H₂O₂ タンクのH₂O₂ 出口のパイプをはずし、CNエンジン部をひっくり返し、完全にタンク内の水分を抜き取る。
- (4) 真空乾燥、隔膜内外および電磁弁下流を真空 (約50 Torr) に引きながら、スポットランプ4個で8時間温める。その間30分ごとにH₂O₂ タンク外壁とパイプラインの温度を測定する。ただし、H₂O₂ タンク外壁50℃ max, パイプライン (外壁) 100℃ max, とする。
- (5) 最終気密テスト、真空乾燥によりパイプラインの継手部にゆるみが考えられるので気密テスト方案によりM-4 SCNロケットの最終気密を確認する。

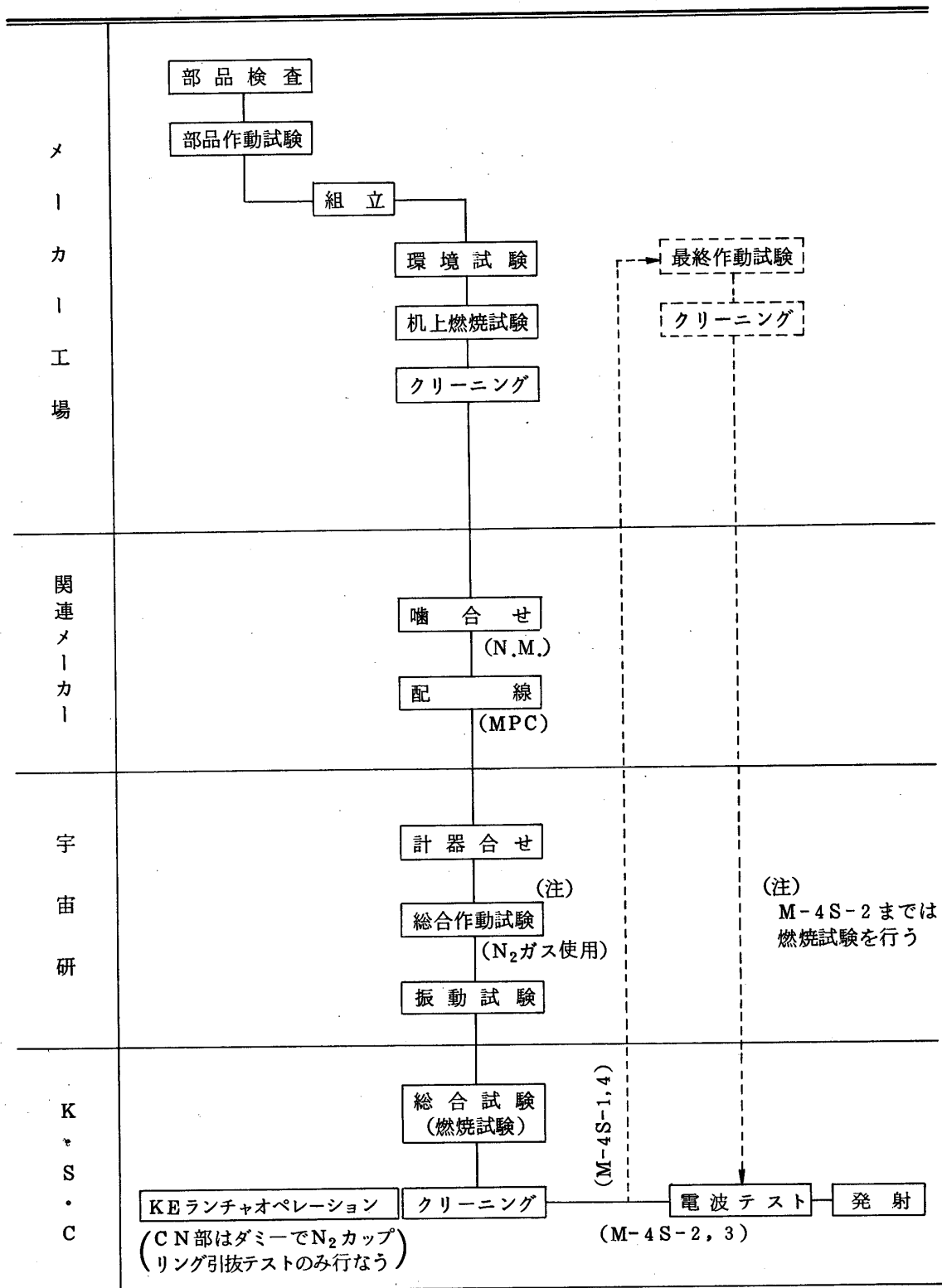


第16図 エンジン外壁温度 T_5

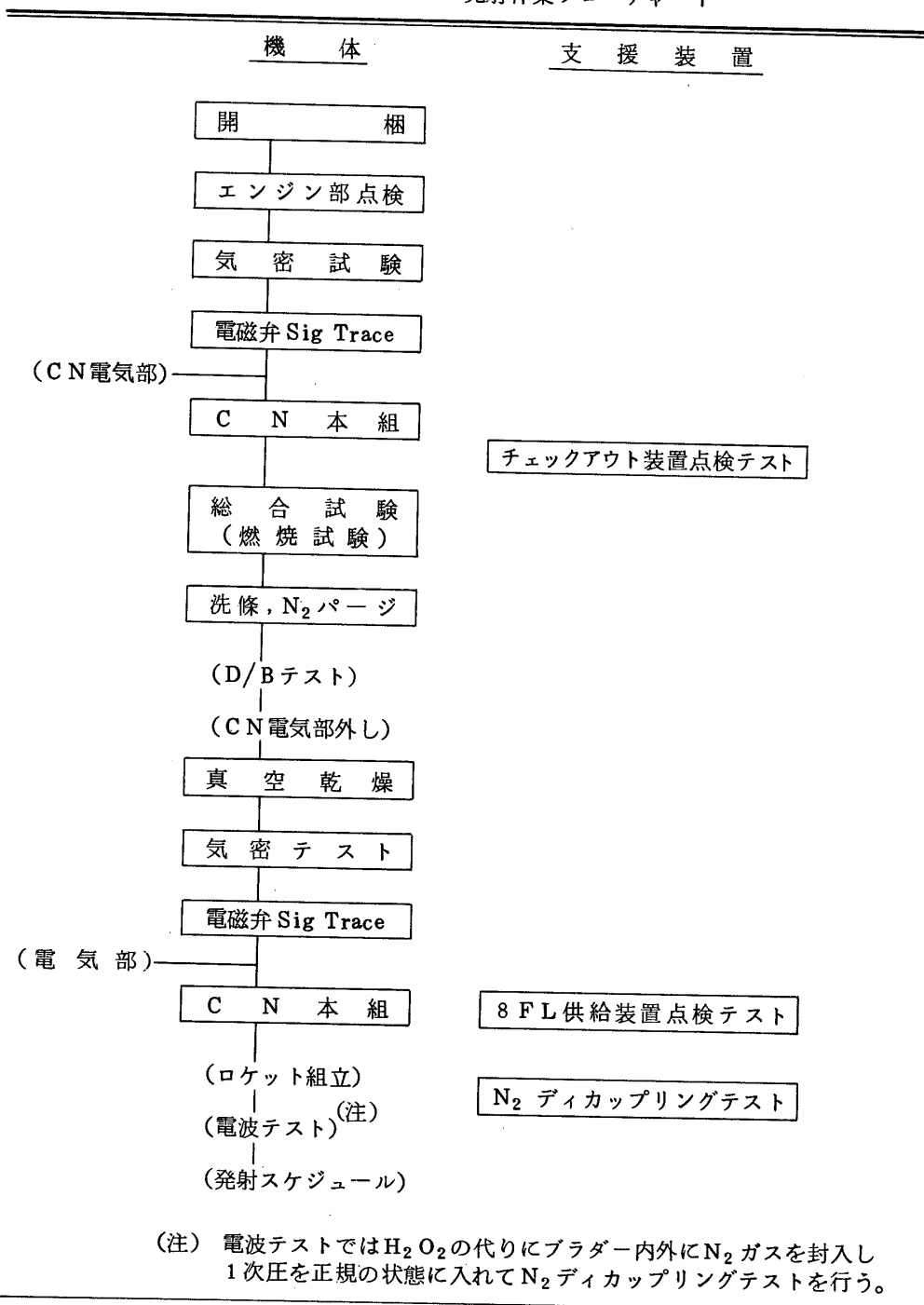


第17図 洗滌と乾燥

第8表 CNエンジン組立検査試験フローチャート



第9表 CNエンジン発射作業フローチャート



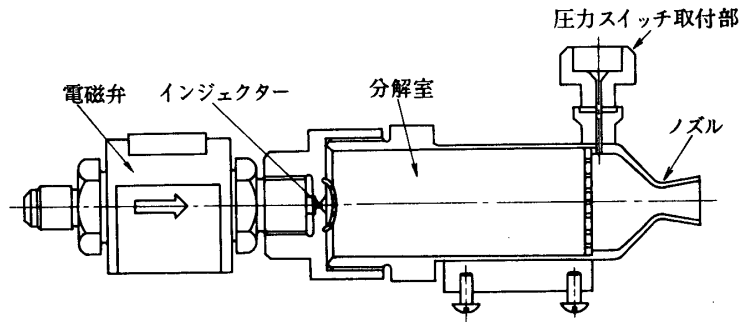
5. 研 究 開 発

5.1 エンジン

5.1.1 概 要

M-4S用CNエンジンは過酸化水素を触媒によって分解するいわゆる一液式エンジンで、

電磁弁、インジェクター、分解室、ノズルおよび圧力スイッチで構成されている。第18，19，20図は主なCNエンジンの全体図である。同種のエンジンはK，L型ロケットで試験されたり，使用されたりしている。その飛行実績は第10表に示す通りである。

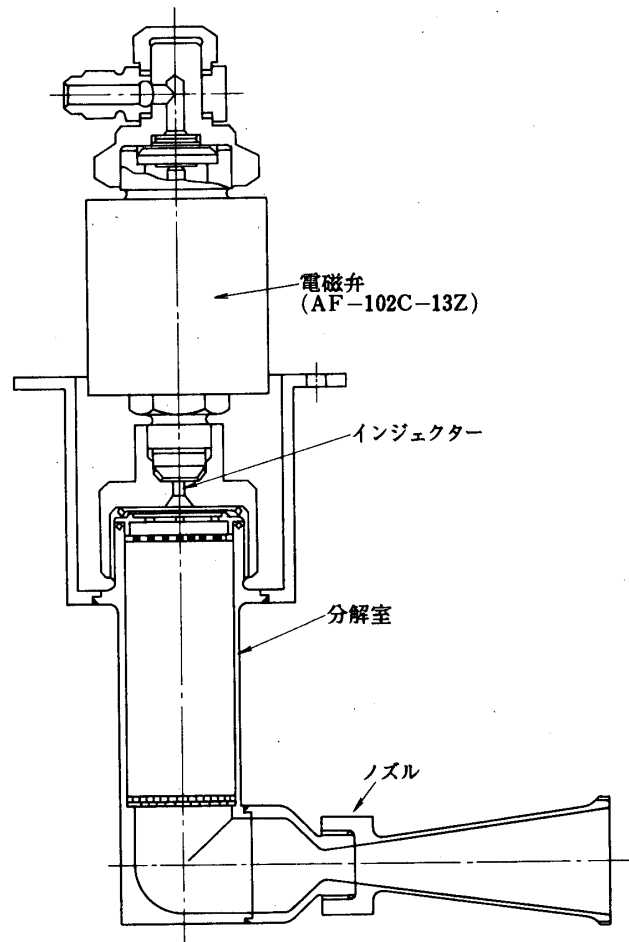


第18図 M-3D-1用ロールエンジン

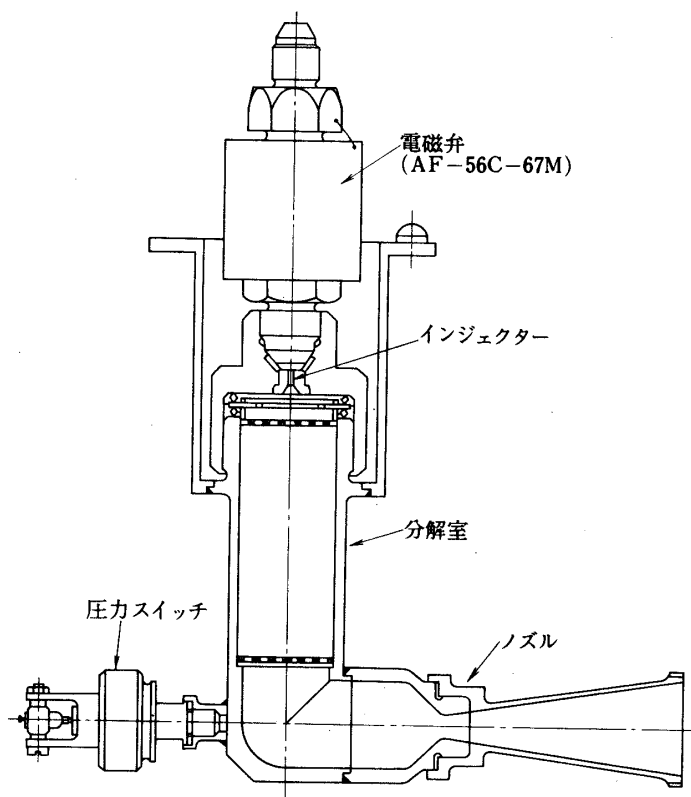
5.1.2 エンジン計画

エンジンに対するアクチュエータとしての要求は推力の大きさおよび応答時間で示される。M-4S用CNエンジンはM-4S-1号機までは推力3.2 kgのロールエンジンと推力2.3 kgのピッチ，ヨーエンジンをを用いていた。また，応答特性としては100 ミリsec 以内ということが基本的要求であった。2.3 kgエンジンの燃焼曲線の例を第21図に示す。

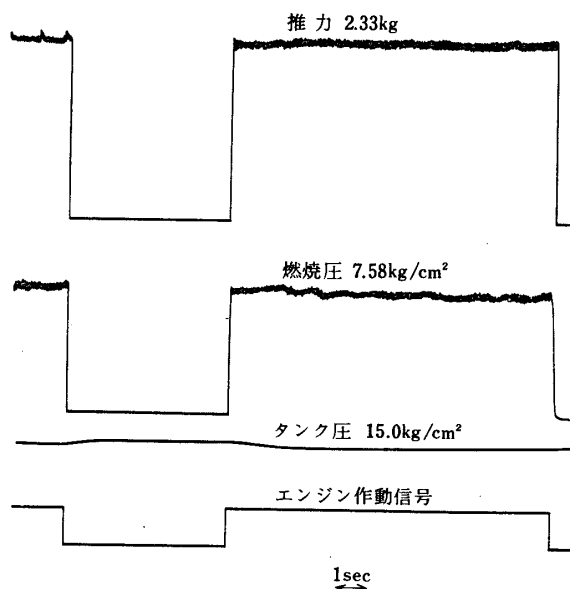
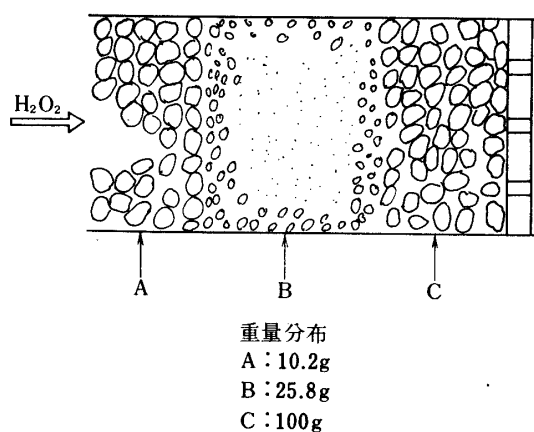
エンジンの機能としては，一般的にこれら二つに加えて，高比推力とエンジン部全体として軽量かつコンパクトであることが要求される。比推力については分解触媒の充填方法などが重要な要素である。M用エンジンでは触媒はPbO (15%) とCoO (85%) の焼成ペレットである。充填方法の概念図を第22図に示す。この触媒に関しては時間と共に劣化する経時劣化特性が問題とさ



第19図 M-4S-1 Roll エンジン



第20図 M-4 S-2 Roll エンジン

第21図 2.3 kgエンジン燃焼曲線例
(M-4 S-4 データ)

第22図 分解室内の触媒配置概念図

第10表 姿勢制御装置エンジン部製作一覧表

発 射 年 月	機 種			主 要 諸 元			備 考
	K 型	L 型	M 型	エンジン個数	推 力	作 動 時 間	
40/10	K-10-1			P. Y 4 R 4	各 0.3 kg 各 0.3 kg	300 sec 300 sec	
41/ 9		L-4S-1		同 上	同 上	同 上	
41/12		L-4S-2		同 上	同 上	同 上	
42/ 4		L-4S-3		同 上	同 上	150 sec	エンジン小 型化で応答 性改良
						150 sec	
44/ 9		L-4T-1		同 上	同 上	同 上	
44/ 9		L-4S-4		同 上	同 上	同 上	
44/ 3			M-3D-1	P. Y 4 R 4	各 2.3 kg 各 3.2 kg	75 sec 75 sec	
44/ 9	K-10C-2			P. Y 4 R 4	各 8.0 kg 各 4.5 kg	190 sec 200 sec	
45/ 2		L-4S-5		P. Y 4 R 4	各 0.3 kg 各 0.3 kg	150 sec 150 sec	衛星 “おおすみ”
45/ 9	K-10C-3			P. Y 4 R 4	各 8.0 kg 各 4.5 kg	32 sec 42 sec	
45/ 9			M-4S-1	P. Y 4 R 4	各 2.3 kg 各 3.2 kg	75 sec 75 sec	
46/ 2			M-4S-2	同 上	各 2.3 kg 各 2.3 kg	90 sec 90 sec	衛星 “たんせい”
46/ 8		L-4SC-1		2 段 P. Y 4 R 4	各 0.3 kg 各 0.9 kg	93 sec 93 sec	
				3 段 R 4	各 8.0 kg	42 sec	
46/ 8	K-10-6			デスピ ン 2 P 2	各 3.2 kg 各 0.3 kg	約 12 sec 200 sec	
				Y R 4	各 0.3 kg	200 sec	
46/ 9			M-4S-3	P. Y 4 R 4	各 2.3 kg 各 2.3 kg	90 sec 90 sec	衛星 “しんせい”
47/ 8			M-4S-4	同 上	同 上	64 sec 64 sec	衛星 “でんぱ”

れ、いくつかの試験が行なわれた。その結果、触媒の劣化は過酸化水素に接する部分で著しく、分解した後のガスによるものではないことが判明した。また、使用しているうちにペレットの粒が破損して粉末となっていくのも物理的な劣化の一現象と見なされる。分解触媒の劣化を示す実験データとして同一エンジンを時間をかけて燃焼した場合の比推力の低下を第23図に示す。

エンジン構造の軽量化については次の二つの点が考慮された。一つは、この種のエンジンでは比推力が低いので性能向上を専らエンジンの軽量化という点においている。したがって、供給圧力は低いほど望ましいわけである。一方、エンジンの「燃焼振動」の点からいえば、インジェクターをしぼることによって供給圧力と分解室圧力の差を大きくとるのが望ましく、供給圧は高い方が容易である。一連のこの系列のエンジンでは実験から求めた値として供給圧力を15気圧、分解室圧力をその1/2程度に設定することによって、両者の要求を満足させている。この圧力は20%位低下した場合でも、比推力はそれほど低下しない。第24図に実測例を示すが、推力は加えた圧力に比例しているから同じく20%位減少する。

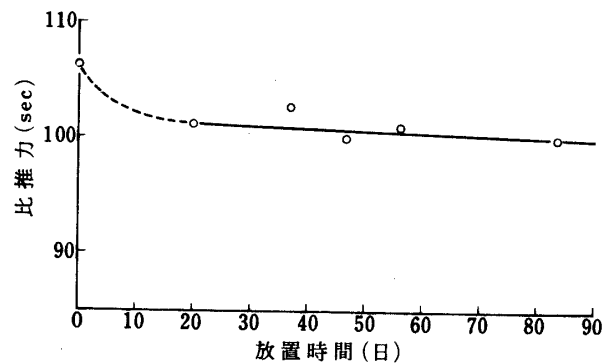
5.1.3 特殊な単独燃焼試験

M-4S-1号機のエンジン電磁弁のトラブルに関連して、過酸化水素中にガスが混入し電磁弁の作動に異常をきたしたという推定がなされたため、過酸化水素とガスを交互に供給する燃焼試験がおこなわれた。この結果、ガスの混在はとくに電磁弁トラブルに関係があったということは証明できなかったが、これによって推力が約15%位正常な場合より低くなることがわかった。これは、エンジンの触媒の温度が十分に上昇し得ないためと思われる。

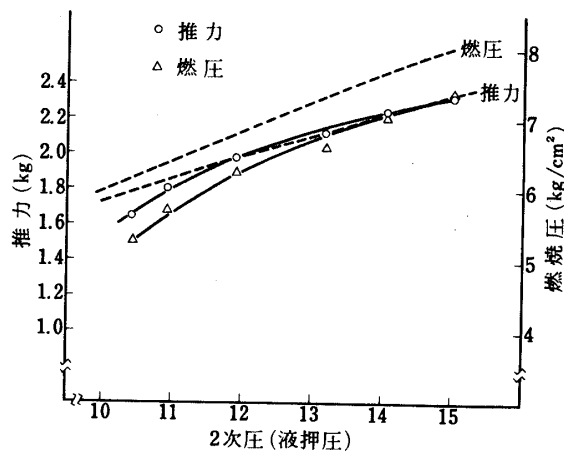
5.2 電磁弁

5.2.1 概要

CNエンジンで用いるバルブの選定にあたっては、ロケット用として軽量コンパクトであるという要求の他に、耐過酸化水素性を重視して材質の点で注意がはらわれた。国内にお



第23図 M-4S 2.3 kgエンジンカタライザ
経時変化



第24図 二次圧—推力燃焼圧の関係

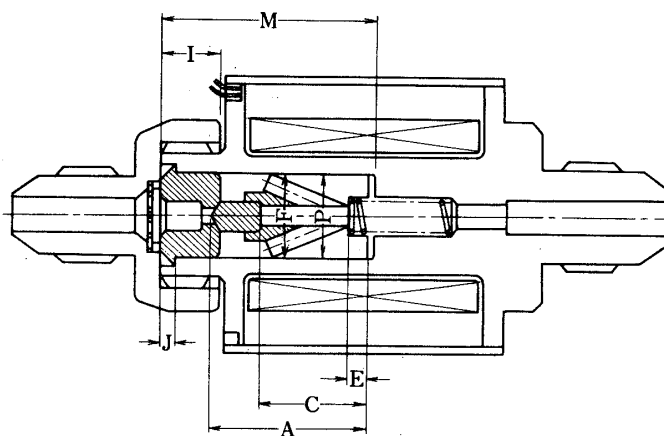
いては、これに適した製品がないので輸入品を用いることにし、専らエッケル (Eckel) 社のバルブを用いてきた。これは米国の宇宙用部品の中では比較的求めやすいものであり、アトラス・セントールのロールエンジンにも用いられてかなり信頼度は高いとされているものである。M-4S-1号機においてロールエンジンの1個が停止しなかったのは、電磁弁の閉動作がうまくいかなかったためと推定されたが、この時点から動作の信頼性そのものが問題となり、いくつかの新たな試験や検査が行なわれた。

同社の同種のバルブでは、Mロケット以外の宇宙研のロケットのCNエンジンとしても用いられ、その使用実績は第11表に示す通りとなっている。表中の型番の違いは主に流量の違いであって、各バルブとも同様な内部構造をしている。第25図に断面概要図を示す。

第11表 CNエンジンに使用した電磁弁の実績表

(M-4S-1までに飛しょうしたもの、
およびM-4S-2, 3, 4号機)

No	機 種	S V Part No	個数	備 考
1	K-10-1	P/N AF56C-67M	8	Roll Pitch. Yaw.
2	K-10C-2	AF102C-13E AF108C-5C	4 4	
3	L-4S-1	"	8	
4	L-4S-2	"	8	
5	L-4S-3	"	8	
6	L-4T-1	"	8	
7	M-3D-1	"	8	Roll. Pitch. Yaw Pitch. Yaw Roll
8	L-4S-4	"	8	
9	L-4S-5	AF56C-67M	8	
10	K-10C-3	AF102C-13E AF108C-5C	4 4	
11	M-4S-1	AF56C-67M AF102C-13E	4 4	
12	M-4S-2	AF56C-67M	8	
13	M-4S-3	"	8	
14	M-4S-4	"	8	



第25図 電磁弁断面図 (Eckel 社製)

第12表 電磁弁の寸法

機 号 機	記号 No	A	C	E	F	I	J	M	P
M I S I 3	127	18.25	10.8	3.00	9.4	6.7	1.6	24.4	9.5
	123	28.1	10.85	3.2	9.4	6.7	1.6	24.3	9.5
	129	19.5	10.9	3.1	9.4	6.7	1.50	24.55	9.5
	124	18.3	10.5	3.0	9.4	6.7	1.6	24.3	9.55
	120	18.2	10.8	3.00	9.4	6.75	1.6	24.45	9.5
	160	18.33	10.69	3.00	9.42	6.67	1.70	24.35	9.38
	121	18.35	10.44	3.05	9.4	6.7	1.6	24.35	9.5
	126	18.3	10.55	3.00	9.4	6.75	1.55	24.45	9.5
M I S I 4	130	18.15	10.925	2.95	9.375	6.70	1.61	24.35	9.45
	131	18.11	10.86	3.00	9.375	6.69	1.605	24.3	9.46
	132	18.15	10.925	3.05	9.37	6.68	1.61	24.3	9.46
	133	18.15	10.85	3.05	9.37	6.70	1.605	24.3	9.46
	134	18.20	10.865	3.05	9.375	6.685	1.615	24.3	9.46
	135	18.14	10.895	3.05	9.37	6.69	1.61	24.3	9.46
	136	18.21	10.96	3.10	9.37	6.70	1.615	24.3	9.46
	137	18.08	10.84	3.05	9.375	6.695	1.60	24.20	9.475
	138	18.18	10.835	3.05	9.375	6.68	1.605	24.3	9.47
	139	18.13	10.86	3.05	9.375	6.70	1.605	24.3	9.47

5.2.2 M-4S-1号機CNエンジントラブル推定

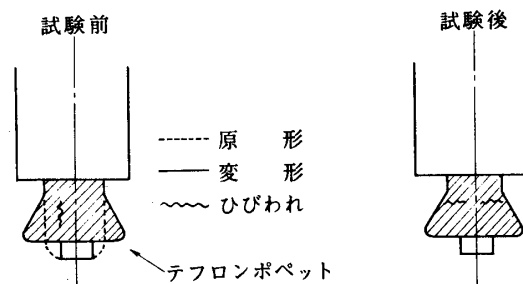
M-4S-1号機のロールエンジンの事故の原因を推定した結果次のような点が検討された。すなわち、

- (1) バルブの構造－きしみ具合、温度上昇
- (2) 取扱い上の問題－使い過ぎ
- (3) 各種試験のあり方

などである。

これに関連して、このバルブの動作について簡単に説明すると、バルブ全体は管路の一部を成しており、ポペットを動かすプランジャーが流れの方向に動くのが特長である。これは管路のまわりに巻かれたコイルによってスプリングの力に抗して開かれる。したがって、スプリングの力が流れを止める力となっている。このバルブの構造かういうと大きい容量のものは原理的に電磁コイルが大きくなる。また、上流の圧力は約60気圧になると、バネを押してあけてしまうという特性がある。しかし、この場合はこの圧力は15気圧と十分低いから、このようなことは起らなかったと考えられる。一般的に、この型のバルブでは加圧によっては開かないという可能性の方が大きく、実際におこった閉じなかったという動作はなかなか考えにくい。バネのきしみ具合によって回数をかさねたためにプランジャーがかじったという判断もなされ、いくつかの試験もおこなわれたが、決定的な結論は得られなかった。取扱い上の問題としては、飛翔前試験における使い過ぎがポペットなどの摩耗部分を劣化させたのではないかという推定がおこなわれ、これに関しては耐久試験が二、三行なわれたが、いずれも数万回程度の作動に対しては問題はなく、事故を再現することはできなかった。第26図にポペットの摩耗を、また第27図に10万回テスト後のプランジャーの状態を示すが、結局エンジン事故の原因は不明であった。

したがって、この状態の再発に備えて、シャットオフバルブをつける以外に有効な対策はとりえなかった。ただし、これを機会に輸入品を信用していた態度を改め、検査およびチェックの方式を確立し、実施することになった。その二つを以下に述べる。



第26図 耐久試験前後のポペット部の状況

5.2.3 シグネチャートレース法について

電磁弁の最も簡単なチェックの方法として秋葉がNASAのチボドー氏(J. G. Thibodaux, Jr.)より示唆された方法がシグネチャートレース法である。これは電磁弁をON、OFFした際の電流時間特性を記録しておき、これに異常が生じた場合にバルブに不具合が生じたと判断する方法である。この方法は、バルブのポペットが電磁弁のプランジャーによって動作するようなタイプの電磁弁には全て適用できるので、以後、宇宙研で

用いるTV CおよびCNエンジンのチェック方法として採用された。この方法によって、トラブルのあったAF 102 C - 13 E型とAF 56 C - 67 M型のシグネチャートレースを比較してみると第28図のようになる。これによるとAF 102 C - 13 E型の方が開く動作が遅れそのための電流が大きくなる傾向がある。このため開動作についていえば、AF 56 C型の方が電流的に余裕があると判断され、M - 4 S - 2号機以降はロールエンジンもAF 56 C型エンジンに統一し、エンジン推力も2.3 kgに下げられた。

5.2.4 寸法検査

この他、コイルの絶縁不良があったり、ポペットのくいこみによる不作動（これは開動作できなかった場合）などが生じたことがあったので、M - 4 S - 2号機以降は電磁弁を購入後、分解し、寸法チェックを行なった後、再び組立てて使用するという方法がとられるようになった。第12表は3号機以降の寸法検査の結果の一部である。

5.3 弁類

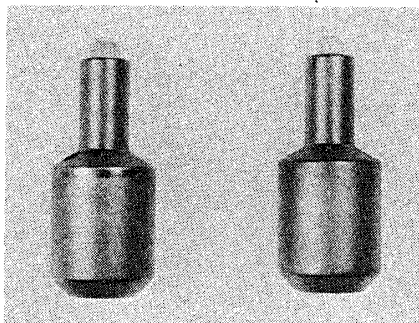
ここでは電磁弁以外の弁類について述べる。

5.3.1 調和弁

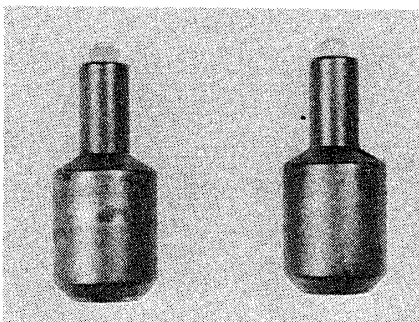
CNエンジンで用いた調和弁は窒素の一次圧125気圧から30気圧を二次調整圧15気圧まで下げるためのものである。その構造はスプリングバランス型で特性として一次圧が下がってくるにしたがって、二次圧があがる傾向があるが、この幅は一次圧150～130気圧に対し1.5～2気圧程度である。第29図に調和弁の断面構造図、第30図に調和弁圧力特性例を示す。二次圧が流れているとき、一次圧が低下するにしたがって圧力が増加していくのがこのグラフから読みとれる。

調和弁はCNエンジン部構成品の中で最も重要な部品の一つであり、初期におけるトラブルなどが示すようにこの部品の信頼度が、CNエンジン部全体の信頼度を左右する傾向があった。この調和弁の構造上、最も注意すべき点は、ゴミ特に金属の細片が弁座にひっかかり傷をつける点であった。これはシート面の傷による漏れだけでなく、弁棒の変形をも生じ、特に二次圧が流れていない場合、内部漏れによって二次圧があがってくる原因となった。正規の場合には、許容範囲内の漏れは、微量逃気弁によって外部に放出している。なお、この弁の調圧は外気圧の圧力でセットされるので、真空中で作動中は1気圧さがることになる。

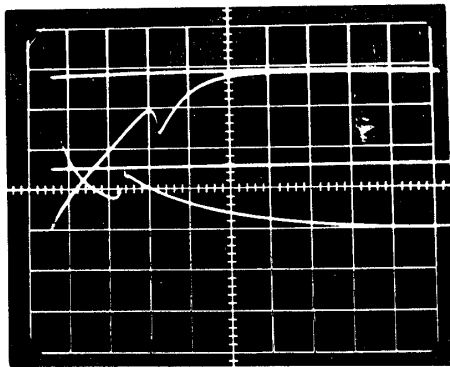
表



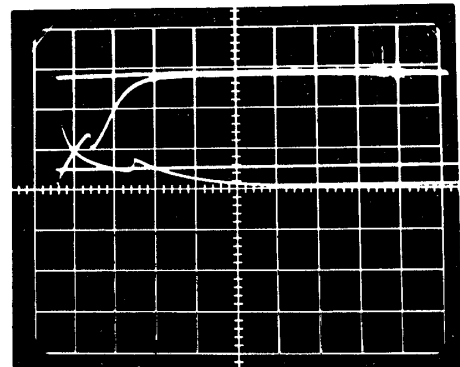
裏



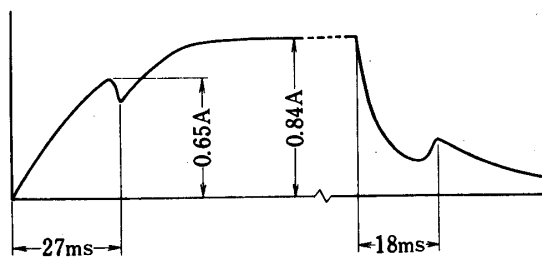
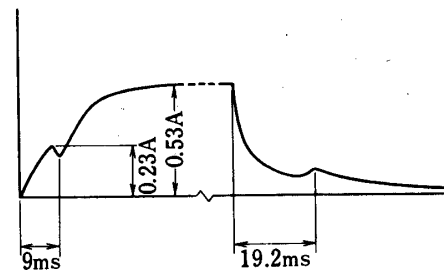
第27図 耐久試験前後の弁棒の摩耗状況
(AF - 102 C - 13 E型電磁弁)



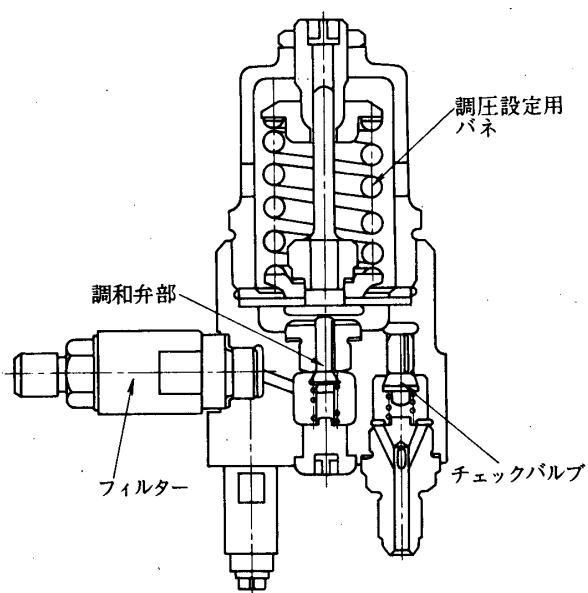
AF-102C-13E (方眼 0.5V, 10ms)



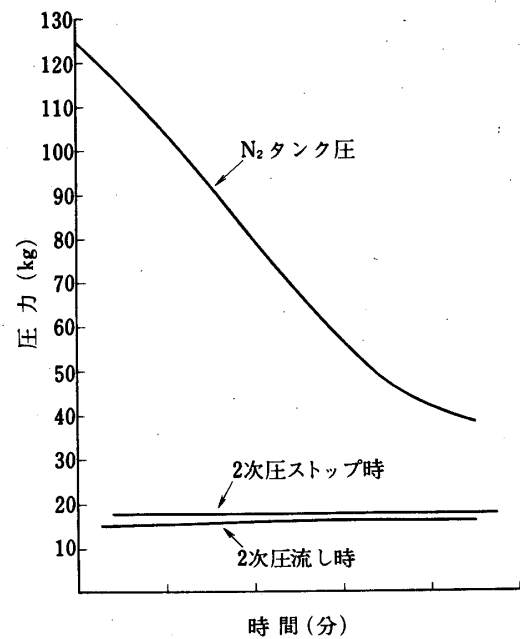
AF-56C-67M (方眼 0.5V, 10ms)

 $R = 33.0\Omega$  $R = 47.0\Omega$

第 28 図 電磁弁シグネチャートレース例



第 29 図 調和弁断面図

第 30 図 調和弁圧力特性例
(M-4S-4 データ)

5.3.2 安全弁

前述の通り、安全弁が二次圧の窒素系および液系に各々設けられている。これらの安全弁は主として調和弁の不良による圧力上昇に対処することを考えたものである。2号機までは、二つの安全弁は同一作動圧(23気圧)としていたが、3号機以降は N_2 系の方が先に作動するように液系の作動圧を25気圧とした。なお、液系は別の安全装置として、ラプチャーディスクをもっており、これは作動圧が30気圧で設計されている。

安全弁の構造は、スプリングで作動圧を調整する方式で、M-4S-2号機以降プランジャーに三弗化塩化エチレン樹脂を使用、ソフトタッチシートとしたため安全性が増したと思われる。すなわち、作動圧力のばらつきが少なくなった。

5.3.3 ガス抜き弁

H_2O_2 を注液後、待期中の微小圧力上昇を逃がすためにM-4S-2号機以降採用したもので、スプリングバランス型開圧 5 kg/cm^2 とし、液系に2次圧がかかると閉じる構造である。また、流出した液は触媒室を通りガス化して放出するようになっている。開圧が低い場合機体のランチャ移動時角度付け時等のわずかな液の運動で開くことがあった。

5.3.4 シャットオフバルブ

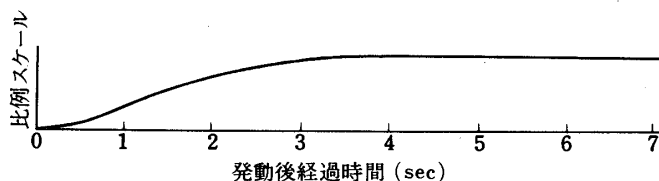
前出のように、M-4S-1号機飛しょう中にロールエンジンの1個が電磁弁故障により姿勢制御終了後も開放のままとなり、機体のスピンを過度に増大させる事故が発生したため、2号機以後は H_2O_2 配管中に遮断弁を設け、姿勢制御終了の際、作動させて H_2O_2 通路を閉じるようにした。

2号機の遮断弁は N_2 2次圧を利用してピストンを動かし H_2O_2 の通路を閉じる方式で、 N_2 圧は火薬と撃針で金属膜を破ることによって加えられる。この方式は、3号機以降はピストンの移動を火薬のガスによって行なわせる方式に変更された。

5.3.5 発動弁

発動弁は一次圧を調和弁に加える元バルブであって、プッシャー火薬によって遠隔操作で開かれるバルブである。これはL型、L-4Sにおいて一次圧の加圧から発射までの時間が数時間におよぶ場合にそなえて設けられていたものである。構造は、プッシャー火薬が撃針で金属膜を破る方式をとっていたため、金属膜の破壊片が下流の調和弁に不具合を生じたことがあった。また、M-4Sの発射作業が、L-4Sと異なり、一次圧注気から発射までの時間が短縮されたために、M-4S-2号機以降はこの発動弁は使用されなくなった。

なお、発動弁の使用によって急激な圧力が下流に伝わり、特に液体の部分において水撃現象がおこることが予想されたため実験を行なったが、第31図に示す通り、これは心配したほどではなかった。同様なトラブルのあったK-10C-2号機においても実験が行なわれた。



第31図 爆管発動時の圧力上昇

5.4 パイピングおよびブラダー等

パイピングおよびブラダーは、直接、過酸化水素に接する部分で材料的な問題が重要である。これらについて簡単に実験結果などをまとめる。

5.4.1 パイピング

CNエンジンにおけるパイピング材料の選択にあたっては、次のようなことが指摘される。つまり、長期間の腐食による強度の劣化のような問題はあまりないが、エンジンが小さいために管路の非常に小さい部分があり、腐食による生成物が目づまりをおこす不具合の方が問題となりやすい。液系パイピングの材料として耐食性アルミニウム合金（A5254）とステンレス鋼（SUS304）が代表的であるが、両者とも過酸化水素を分解するという危険性はないもののステンレスの方が耐食性が強い。一方、加工性などはアルミニウムの方が優れているので、どちらを選択するかという問題は、腐食生成物がどの位出てくるかという比較によると考えられた。上記の二つの材料の腐食性を比較してみると第13表の通りになり、SUSがはるかに優れていることがわかる。

第13表 H₂O₂によるアルミ合金，SUS304の腐食

時間 材質	1 日	3 日	5 日
アルミ合金 (A 5254)	7.4	7.0	10.9
SUS304	1.1	1.9	5.2

(注) 1. 腐食量 (mg)

2. 試験片寸法 40×15×4t (mm)

実際に、K-10-6号機において一番小さい0.3kgエンジンで腐食生成物による目づまりが生じたことなどから、M-4Sにおいても2号機以降SUS304に材質は変更した。しかし、SUS304でも長期浸漬に対しては問題があり、燃焼試験によって内部に過酸化水素を流した後は水洗いを行ない、真空乾燥クリーニングを行なった。第32図にアルミ合金の浸漬試験前後の表面状態の比較を示す。

5.4.2 隔膜（ブラダー）

ブラダーは過酸化水素のタンクの中であって、直接、過酸化水素をいれる容器である。これについては過酸化水素に対する耐食性と注排液のくり返しに対する耐久性が問題とされた。実際に用いたものは主材料はポリエチレン系で、金型を用いた加熱成型（粉末成型法）によって製作され、20気圧の圧力で50回以上の注排液操作を行なって耐久性を確認した。

5.4.3 塗装

機体の塗装の耐過酸化水素性がしばしば問題となったので、CNエンジン胴部に塗布したメラミン樹脂塗料に対して過酸化水素の浸漬試験を行なってみた。塗料条件は下地の処理をアロジン処理とし、塗装はスプレー、焼き付け温度は120～130℃で50分というもので、

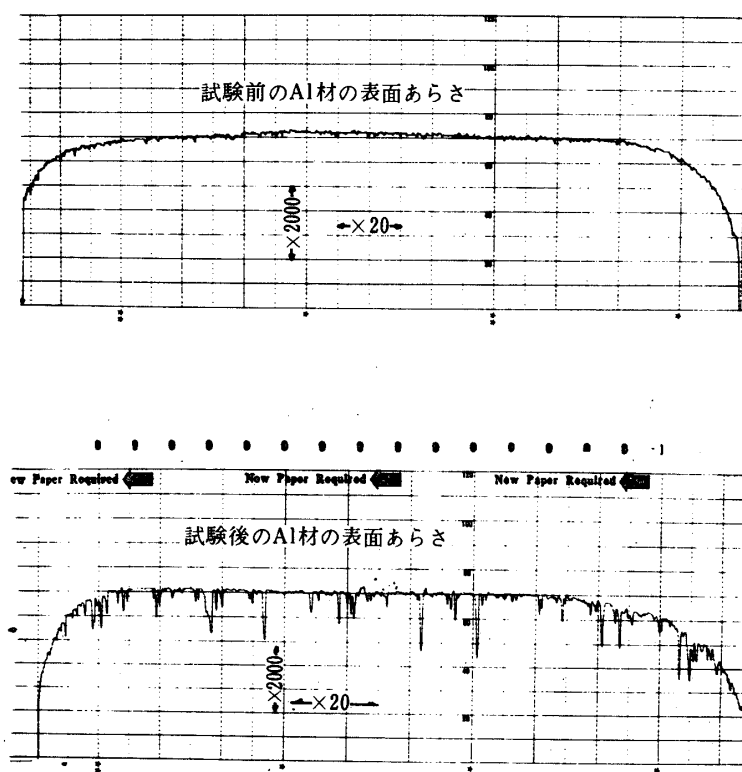
15 分間、過酸化水素の中に浸漬。その結果、塗った状態は目視では異状がなく、また密着性の試験として塗装面を基盤の目に刻んで、これをセロテープで圧着、引き離した試験でも密着性はそれほど劣化していないと判断された。この種の実験はその他の部品の塗装に関して有効な資料となった。

5.5 構造体

5.5.1 概 要

姿勢制御装置の構造体はM-4 Sの胴部の一部であり、M-4 Sの機体構造の部で取り上げるべきものであるが、ここでは主としてエンジン取扱いの観点から簡単に説明する。

CNエンジン部の直径はM-4 S(800 ϕ)はL-4 S(500 ϕ)よりかなり大型となったため、構造体は取扱いと保守の容易さに重点をおいて計画された。この結果、L-4 Sタイプの外皮が一体となったインテグラル構造を改めて、枠構造にパネルをはり合せて、組立て後の内部の点検などを容易にすることにした。以下この構造について説明するが、M-3 Dではこれは工期的に間に合わないのでインテグラル構造となった。



第 32 図 A 5254 機の試験前後表面粗さ
試験前 (上), 試験後 (下)
(記録用紙の目盛は 10 mm)

5.5.2 計画、設計

M-4SのCN構造体計画にさいしては次の点が要求された。

1. CN構造体は機体の一部を構成しており、飛行中の機体に加わる外力に耐えると共に、CNエンジン部、電気部を支持する役割をもつ。
2. 外側に配置するエンジンの部品は、一次圧タンク、 H_2O_2 タンクを除き、出し入れが可能とする。電気部は電源電池の出し入れが可能とする。
3. 機械的な取合部はM-3D-1用CN構造体と同じとし、寸法、重量はこれより大幅に増えない。

これらの要求を満たすようなものとして製作されたCN構造体のスケッチを第33図に示す。

飛行中の外力は主としてトラス部で曲げモーメント及び、推力、切断力による軸方向力をパネル部でこのときの剪断力を受け、フレーム部でエンジン部、電気部を保持する。

CN構造体の材質は軽量化を目的として、全てアルミ合金製であり、トラス、フレームおよび各リング間は溶接組立構造でパネルの取付けはビス止めとした。

5.5.3 強度

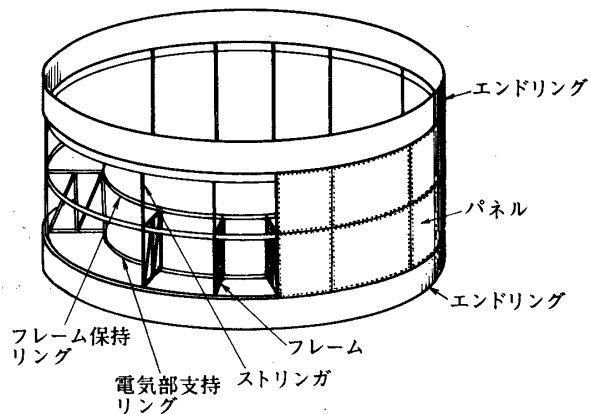
CN構造体の強度を算出するに際しては次の条件によった。

- (1) 軸方向荷重 $18.4 \times 10^3 \text{ kg}$
(荷重倍数 $n = 25$)
- (2) 曲げモーメント $5.7 \times 10^6 \text{ kg mm}$ (モーメント倍数 $m = 3.5$)
- (3) 回転角速度 $16 \pi \text{ rad/s}^2$
- (4) 遠心加速度 $14 g$
- (5) 外皮温度 200°C

以上の静的荷重によって構造体の強度を定めたが、防振構造であることが必要で、特に電気部とエンジン部の保持フレームは剛性を高くし、また一部を高い減衰構造とした。

5.5.4 構造

部品の配置は中心部直径にて、約500mm間を電気部、その外側にエンジン部を配置する。これらはプラスチック製の隔壁によって、仕切られている。電気部の真上にCN電源電池を置き、電気部は電気部のみで組立て、電気部支持リング上にてビス結合する。したがって、組立て後のアクセシビリティは電気部ではなく、エンジン部でのみ可能である。なお、スラスタ、ソレノイドバルブ等一部のものは配管の関係でアクセシビリティがなくなっている。



第33図 CN構造体

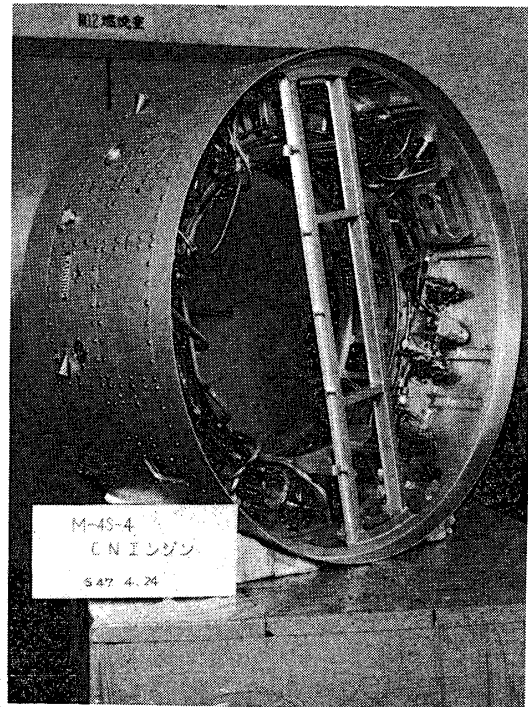
重量は、M-3D-1号機CN部外殻に比較し、大幅な軽量化に成功している。

5.5.5 強度試験

強度試験は外殻に対して軸方向圧縮試験と曲げ試験を電気部、エンジン部保持フレームに対して軸方向圧縮試験を行った。

ストリング部の応力は最大荷重時ストリング単独で軸方向力を受け持つと考えた場合の計算応力値に対して試験結果は引張り方向で約87.5%圧縮方向で55.7%であった。引張り方向の応力値が大きいのはパネルとフレーム間がビス止めとなっており、フレームの変形がこの間のスベリによりパネルに伝え難く、圧縮の場合はフレームのアゴでパネルの端面が当り変形の拘束が大きいためと考えられる。

電気部エンジン保持フレームの圧縮試験で最大応力を示した個所は斜めの材部である。ただし、この応力値のばちつきが比較的大きく、最大応力部で計算応力値の167%であった。このばらつきは工作精度が不均一で荷重が一様に掛りにくいためと推定される。



第34図 M-4S用CNエンジン内部構造

6. 地上供給系

6.1 概要

発射に際して必要な地上供給系は、1) CNエンジンチェックアウト装置、2) H_2O_2 供給装置である。これらはKSCでは第35図のように配置されている。

6.2 チェックアウト装置

地上でのCNエンジン燃焼試験における H_2O_2 注液、 N_2 注気、エンジン燃焼試験を行なう機能をもつもので、タンク、弁、真空ポンプ、配管、操作盤、計測盤等を内蔵している。 H_2O_2 注液は真空引き N_2 ガス圧送方式で、K、L等発射時手作業で注液を行なう場合にも、このチェックアウト装置を用いることができる。配管系および外観図を第36図と第37図に示す。

6.3 H_2O_2 供給装置

発射時にCNエンジンをロケットに組立て、ランチャにのせた状態でエンジン内の H_2O_2 タンクにリモート操作で H_2O_2 を注入する装置で、M整備塔8FLにタンク、真空ポンプを

含む装置をおき、管制室に操作盤をおいて流量計で注入量をモニターしている。安全の都合上リモート操作にしているが、機体とのカップラーの着脱、 H_2O_2 の準備等に手作業が残っている。配管図を第38図に、 H_2O_2 注液操作手順を第14表に示す。

本装置は、CNエンジンをロケットに組立て、ランチャにのせた状態で H_2O_2 または蒸留水を注入し、その後洗條する場合にも（例えば、電波テストまたは注液後発射中止となった場合等）用いられる。この場合の手順を第15表に示す。

本装置はM-3D-1号機より使用し、この間M-4S-1号機で応停系の追加をし、M-4S-4号機で配管の取替えを行なっている。応停系は第36図の配管系統図に示すように、まず供給室に散水し、その後①機体が異常の場合、機体内に注入する。②供給装置が異常の場合 H_2O_2 加圧タンク内に注入するという2系統から成っている。応停弁は火薬により作動し、管制室にて操作する。供給装置を用い作業中の模様を第39図および第40図に示す。

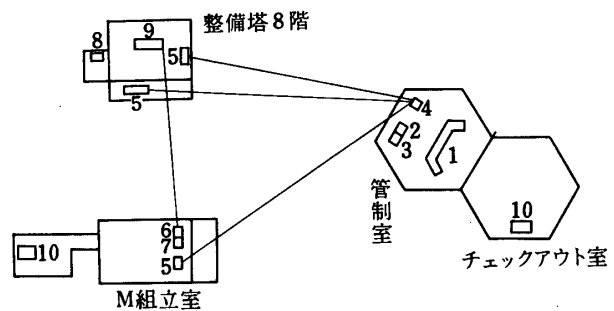
6.4 N_2 供給装置

CNエンジンの N_2 タンクに N_2 ガスを注気するための装置で、M組立室にコンプレッサ等スタンド管制室に操作盤をおき、M組立室とランチャ間はSUSパイプで連結している。

N_2 系のカップラーはランチャ巻き上げアームを利用した自動ディカップリング方式をとっており、注気からディカップリングまで完全なりモートコントロールである。第38図に配管図を示している。なお、供給系についてはすでに本報告第9巻、第1号に「M-4Sロケット用姿勢制御に対する地上設備について」として、東口らによって紹介されている。

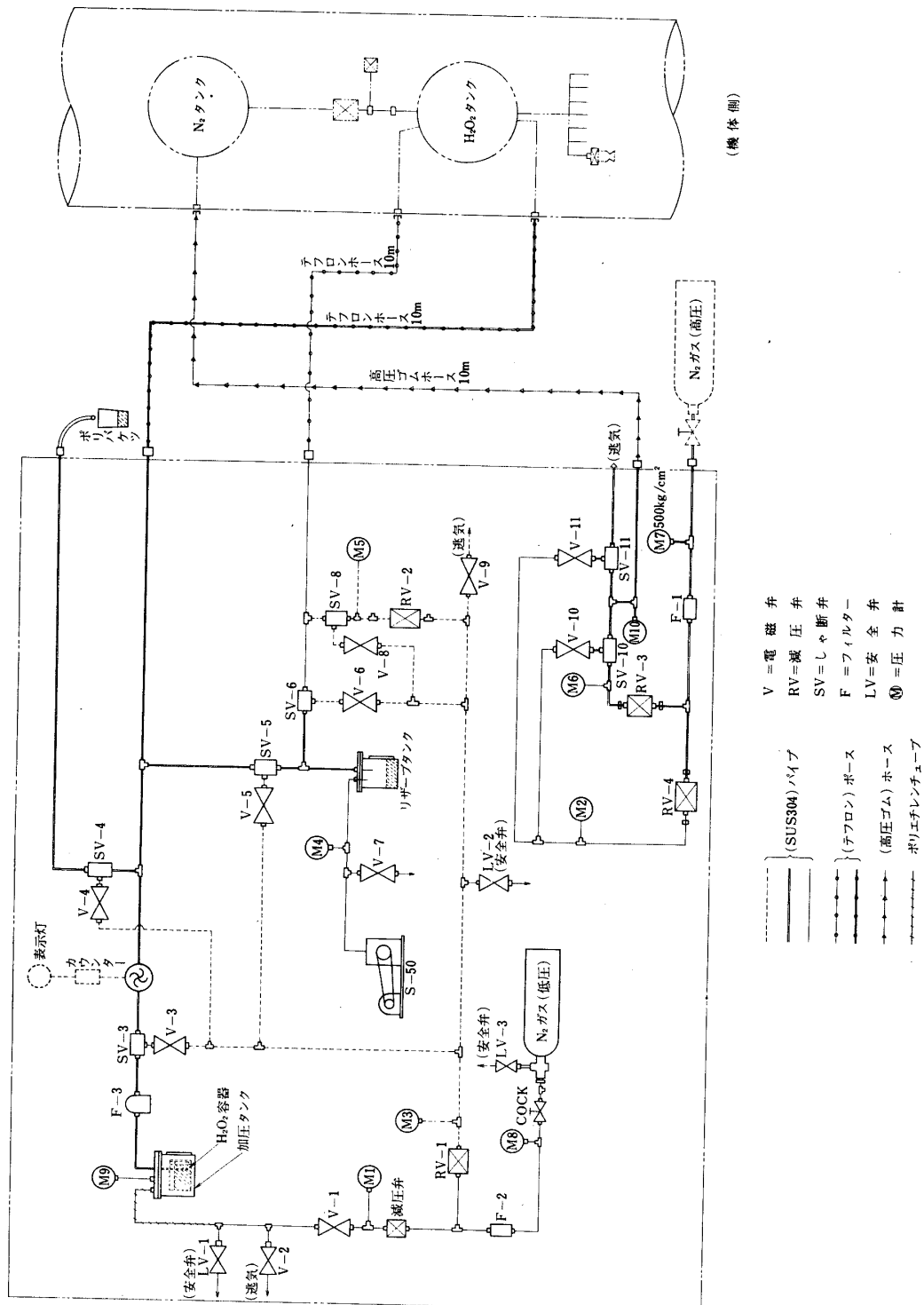
7. あとがき

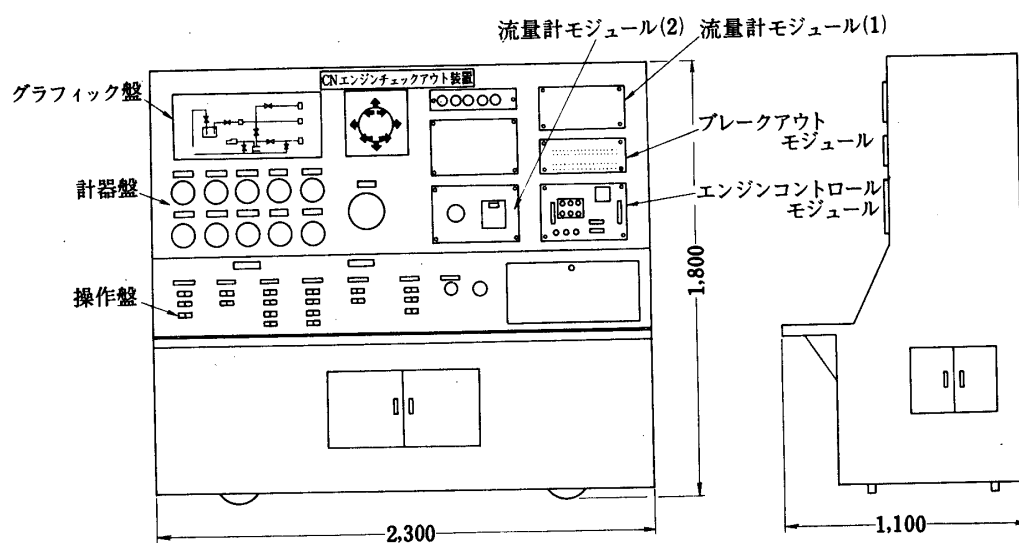
M-4SのCNエンジン部は重力ターンによる人工衛星打上げロケットの中で唯一の制御機能を持つ部分であり、機構の簡単さを特長とするM-4S型ロケットのエンジン部としては最も機械的に複雑な部分であった。このため、M-3DからM-4S-4号機にいたるまで常に数多くの問題点を解決しつつ進歩してきた。このエンジンは宇宙研と担当メーカーである三菱重工長崎造船所が主力となって開発してきたものであるが、この他にも学内外において数多くの助力を得ている。筆者らは、この過程において関係者がはらった努力の結果をまとめようとしたにすぎない。ぼう大な報告書や資料をもとにしているので、ここに個々の



- | | |
|---------------|----------------------------------|
| 1. 発射管制指令室 | 2. ジャイロ監視装置 |
| 3. エンジン監視装置 | 4. MDF (Main Distributing Frame) |
| 5. 中継接栓箱 | 6. コンプレッサー |
| 7. N_2 供給装置 | 8. H_2O_2 供給装置 |
| 9. ランチャー | 10. CNエンジンチェックアウト装置 |

第35図 建物と地上設備の配置図

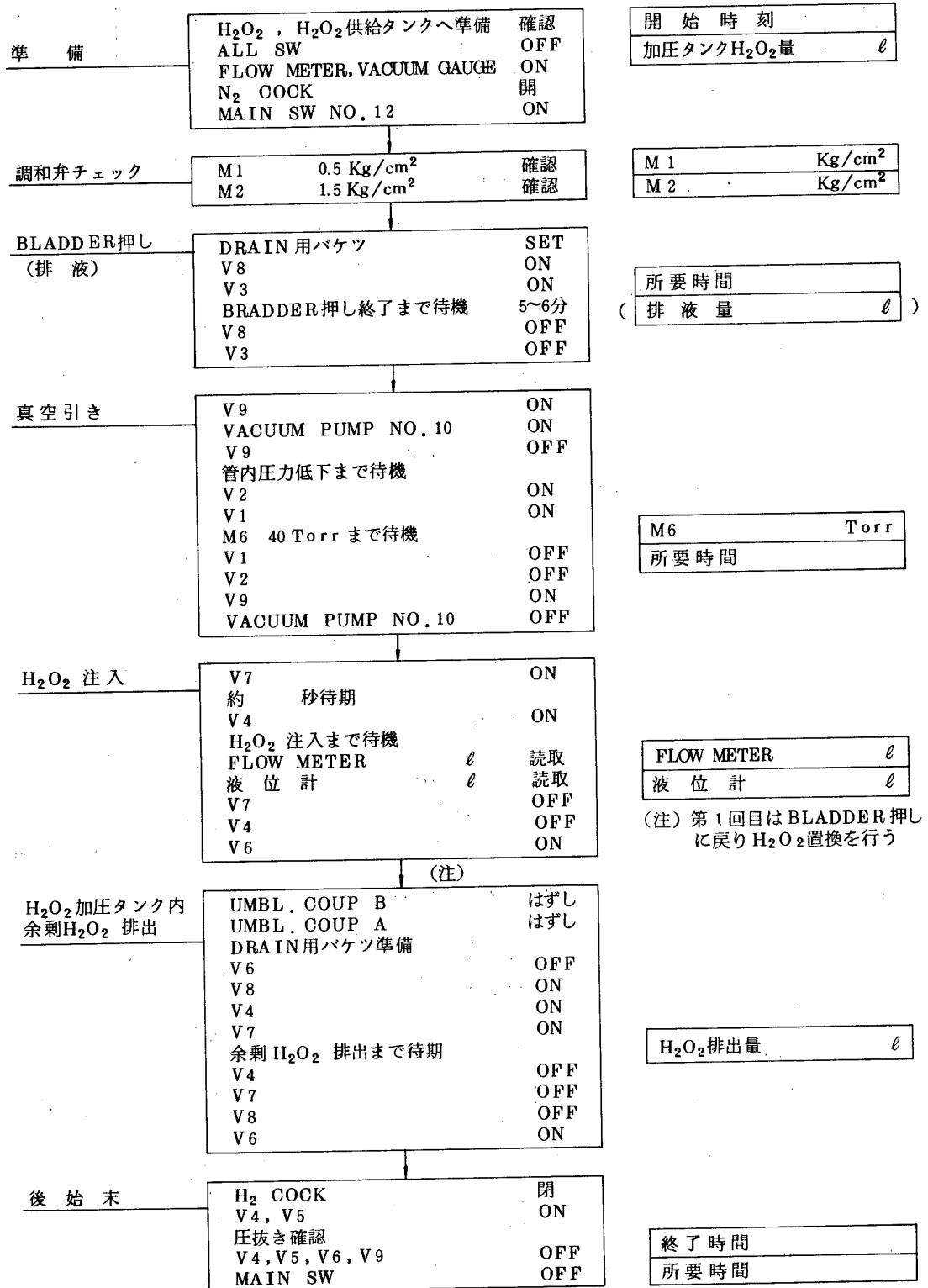
第36図 CN-H₂O₂エンジン用チェックアウト装置配管図



第37図 チェックアウト装置外観図

忠告や助言などが混然となって収録されてしまっているおそれは多分にある。この点については一々お断りしていないが、以上の点をお考えいただいて容赦願いたい。

1974年11月29日新設部(工学)

第14表 H₂O₂ INJECTION MANUAL (注液手順)

第15表 CNエンジン燃焼テスト後のエンジン配管系洗條手順

エンジン蒸留水による
洗條

I 準備	蒸留水 H ₂ O ₂ 加圧タンクへ準備	確認
	ALL SW VACUUM	OFF
II 調和弁チェック	FLOW METER GAUGE	ON
	N ₂ COCK	開
III プラダガー押し (排液)	MAIN SW NO. 12	ON
IV 真空引き	M1 0.5 Kg/cm ²	確認
	M2 1.5 Kg/cm ²	確認
V 蒸留水注入	DRAIN用バケツ	SET
	V8	ON
VI 排液	V3	ON
	BRADDER押し終了まで待機	5~6分
VII 後始末	V8	OFF
	V3	OFF
I 準備	V9	ON
	VACUUM PUMP NO. 10	ON
II 真空引き	V9	OFF
	管内圧力低下まで待機	
III 後始末	V2	ON
	V1	ON
IV 蒸留水注入	M6 40 Torr まで待機	
	V1	OFF
V 排液	V2	OFF
	V9	ON
VI 後始末	VACUUM PUMP NO. 10	OFF
VII 蒸留水注入	V7 秒待機	ON
	V4	ON
VIII 排液	H ₂ O ₂ 注入まで待機	
	FLOW METER	読取
IX 後始末	液位計	読取
	V7	OFF
X 蒸留水注入	V4	OFF
	V6	ON
XI 排液	DRAIN用バケツ	SET
	V8	ON
XII 後始末	V3	ON
	排液完了まで待機	
XIII 蒸留水注入	V8, V3	OFF
XIV 排液	N ₂ COCK	閉
	V4, V5	ON
XV 後始末	圧抜き確認	
	V4, V5, V6, V9	OFF
XVI 蒸留水注入	MAIN SW	OFF
XVII 排液	蒸留水置換回数	3回

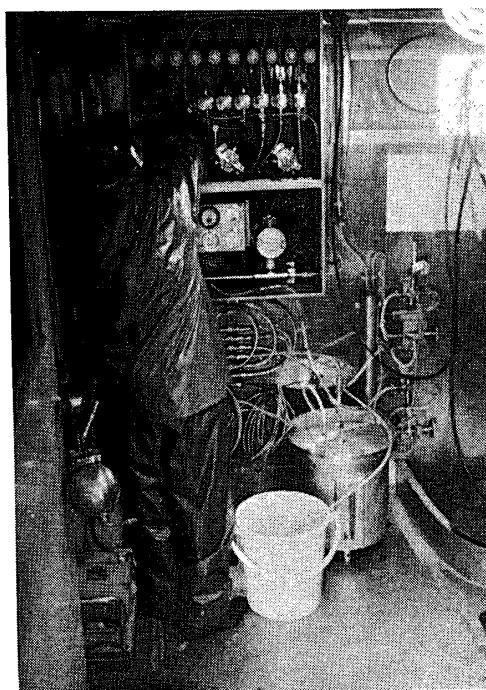
蒸留水置換回数

N₂ パージ別配管にてプラダ内外にN₂ガス約1 Kg/cm³を注入し、エンジン作動させて機体パイプ内を空吹かしする。

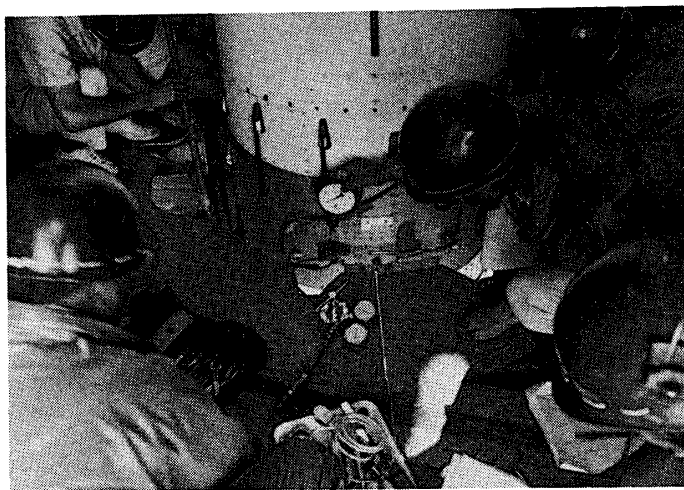
真空乾燥

I 準備	ALL SW	OFF
	VACUUM GAUGE	ON
II 真空引き	N ₂ COCK	ON
	MAIN SW	ON
III 後始末	V9	ON
	VACUUM PUMP NO. 10	ON
IV 真空引き	V9	OFF
	管内圧力低下まで待機	
V 後始末	V2	ON
	V1	ON
VI 真空乾燥時間	真空乾燥時間	時間 待機
VII 後始末	V1	OFF
	V2	OFF
VIII 真空引き	V9	ON
	VACUUM PUMP NO. 10	OFF
IX 後始末	UMBI COUP. A. B	外し
	N ₂ COCK	閉
X 真空引き	V6, V5, V4	ON
	圧抜き確認	
XI 後始末	V4, V5, V6, V9	OFF
	MAIN SW	OFF

乾燥時間



第39図 整備塔8階のCN供給装置



第40図 整備塔8階での過酸化水素供給作業