

液水／液酸エンジンの開発

棚次 亘弘・成尾 芳博・倉谷 健治
秋葉鏖二郎・岩間 彬

(1983年2月10日受理)

Development of LH₂/LOX Engine System in ISAS

By

Nobuhiro TANATSUGU, Yoshihiro NARUO, Kenji KURATANI
Ryojiro AKIBA, Akira IWAMA

Abstract : The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) has developed the two thrust level of LH₂/LOX propulsion system ; one is the 7-ton thrust level one and the other is the 10-ton thrust level one. The 7-ton thrust level engine was aimed at using for the second stage of the Mu vehicle. And the 10-ton thrust level engine is planned to back up the H-1 project being performed by the National Space Development Agency (NASDA). The both engines are the gas generator cycle which consists of the tubular wall thrust chamber, the "ISAS Arrangement" turbopump, the "reverse-flow" type gas generator and the solidpropellant turbine spinner. The development of the 7-ton thrust level engine has started in 1976. By 1980 have almost finished the development tests of its major components. In early 1980 the engine system has been integrated and then the verification tests have been carried out. On the other hand, the development study of the 10-ton thrust level engine started in 1979. In midyear 1981 the engine system has been completed. The both engines were combined with the battle-ship type of tank system, and stage firing tests were carried out successfully from Sep. 1981 through Apr. 1982. The 7-ton thrust level engine worked well within the range from 78% to 118% of its rated power. And the 10-ton thrust one worked well within the range from 75 % to 113%. In the present paper, an outline of the LH₂/LOX engine systems developed in ISAS, the progress in the establishing of an operation of engine systems and the performance capability of two systems are described.

I. はじめに

宇宙科学研究所では推力7トン級と10トン級の2つの液水/液酸エンジンの開発を行った。推力7トン級エンジンはMuロケットの第2段に用いる目的で、また推力10トン級エンジンは宇宙開発事業団(NASDA)において開発を進めているH-1ロケットの第2段エンジン(LE-5)をバックアップする目的でそれぞれ計画されたものである。

液水/液酸エンジンのサイクルには、(1)ガスジェネレーターサイクル、(2)タッポフサイクル、(3)エキスパンダーサイクル、(4)二段燃焼サイクル等が考案されているが、一般にエンジンの性能、開発の技術力、および開発経費を考慮してサイクルが決定されている[1]。我が国では液水/液酸エンジンの開発は初めての経験であり、しかも開発当初には大量の液体水素を扱う技術がなかったこともあって、開発の無難なガスジェネレーターサイクルを採用した。これによって出来るだけ早い時期にロケットシステムを完成して基礎的なデータを修得し、その上でより高性能なエンジンの開発に進むのが得策であると考えた。

このサイクルではターボポンプ、ガスジェネレーター、および燃焼器を組合せてエンジンシステムを構成する場合、相互の関係が他のサイクルほど厳密でなく、各々を並行して開発できる利点がある。また、多少性能を犠牲にすることによってかなりの範囲に亘って調整することが可能である。

液水/液酸ロケットシステムの開発は、昭和51年度から開始された。推力7トン級エンジンシステムの開発では、まず開発の成否を握る重要なコンポーネントであるターボポンプの性能を確認する試験を昭和52年8月から開始した。引き続いてターボポンプを駆動するガスジェネレーターおよび燃焼器の性能を確認する試験を行い、昭和54年度までにこれら主要コンポーネントの単体、および組合せ試験を終了した。昭和55年度には補機類を加えてエンジンを完成し、燃焼試験によって液水/液酸エンジンとしての機能と性能を確認した。続いて昭和56年度にはこのエンジンと準飛しょう型タンクとを組合せたステージ燃焼試験を実施し、エンジンが計画どおり作動することを確認した。

一方、推力10トン級エンジンシステムはNASDAから提供された燃焼器と、宇宙研で開発したターボポンプ供給システムおよびその他の補機類から構成されている。昭和54年度から開発を始めたが7トンエンジンでの経験を生かすことによって開発は順調に進み、設計を開始してからわずか2年でターボポンプ供給システムを完成した。昭和56年7月には10トンエンジンを完成し、その起動特性を確認した。このエンジンとタンクシステムを組合せたステージ燃焼試験は昭和57年4月に行われ、7トン級と同様に良好な結果が得られた。

ここでは、宇宙研において開発した液水/液酸エンジンのシステムと、運転方法を確立するまでの過程、性能について報告する。

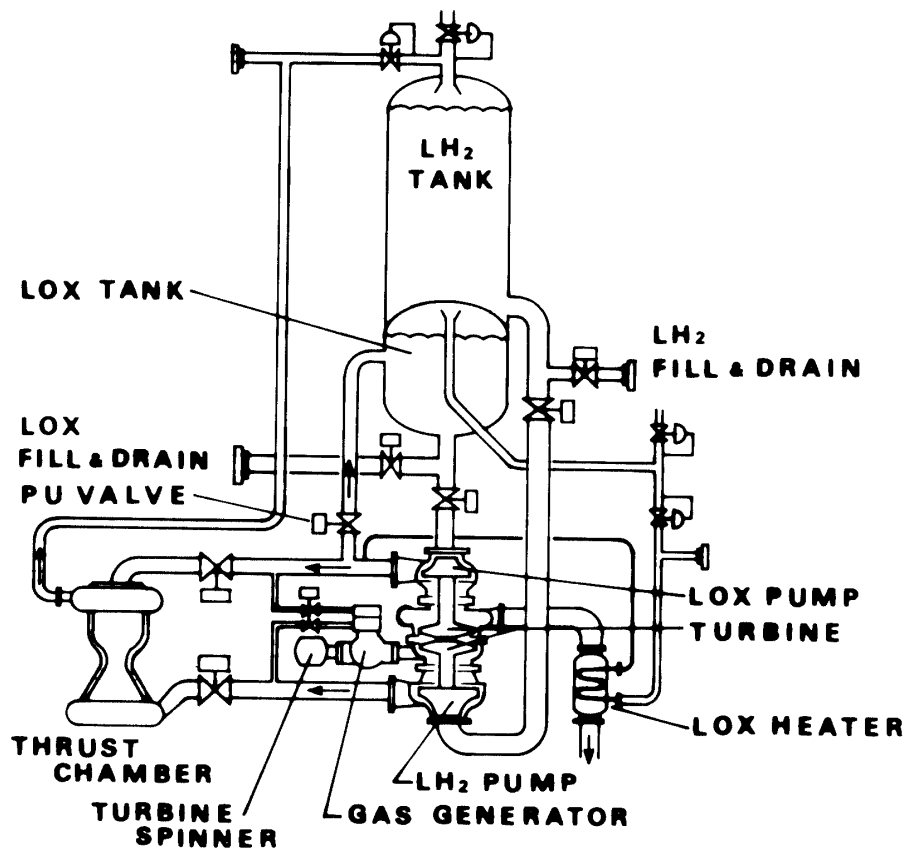
II. 宇宙研が開発したエンジンシステム

II-1. エンジンシステムの概要

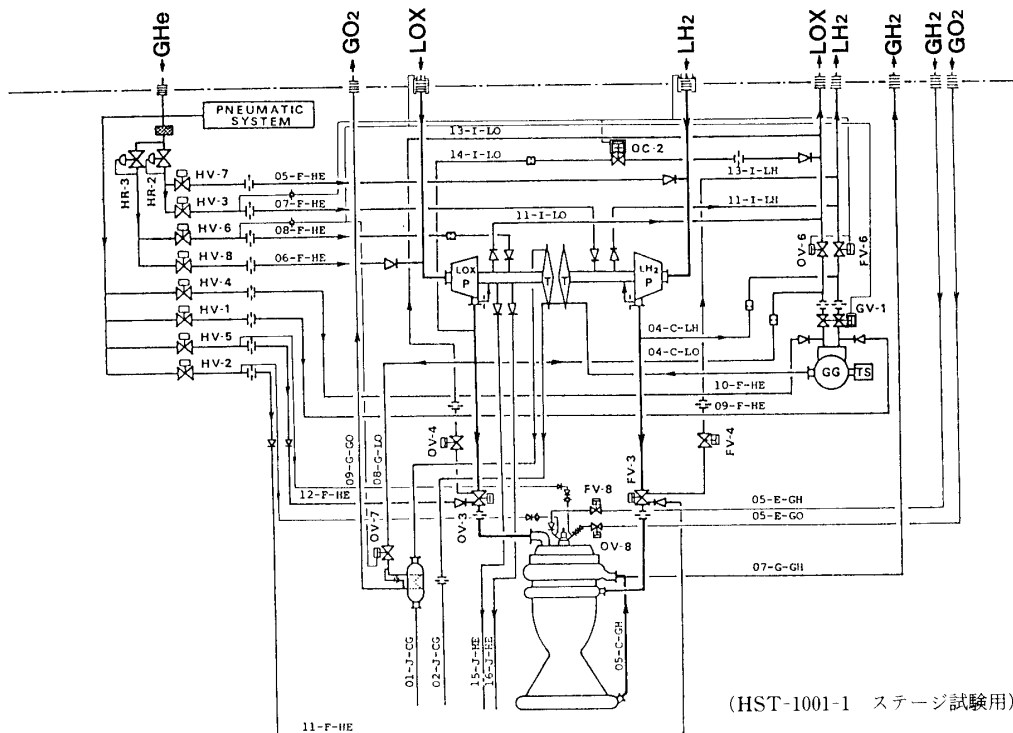
推力7トン級と10トン級エンジンは、燃焼室を再生冷却する水素の流れ方向が異なる以

外ほぼ同じシステムによって構成されている。図1に7トン級ステージシステムのフロー図を、図2に10トン級エンジンシステムのフロー図を示す。起動は固体推薬を用いたタービンスピナーによって行う。タービンスピナーのエネルギーによってタービンの回転数は定格値の約1/2まで上昇し、そこでガスジェネレーターへの供給弁を開き燃焼を開始させるとタービンは水素の燃焼ガスによる駆動に切り、定格回転数に向って上昇していく。これによってポンプは液体水素と液体酸素を燃焼器およびガスジェネレーターに供給する。液体水素は燃焼器を再生冷却し、自らは気化してインジェクターから燃焼器に噴射され、一部は水素タンクの加圧ガスとなる。液体酸素は液状でインジェクターから燃焼器に噴射される。タービンスピナーの燃焼開始から、ターボポンプが定格運転に達する時間は7トン級で約2.5秒、10トン級で約1.7秒である。

宇宙研が開発したエンジンには独立二軸直列タービン方式の液水・液酸ターボポンプを一体構造とした、いわゆる「宇宙研方式」のターボポンプが用いられている。このターボポンプはタービン部を中央に、両端に液水、液酸ポンプを配置したもので、二段で構成したタービンはそれぞれ機械的に連結されておらず、第一段タービンは液水ポンプを、第二段タービンは液酸ポンプを駆動し、互いに逆回転するというロケットエンジン用としては開発例のない構造をもっている。



第1図 推力7トン級ステージシステム概略フロー図



第2図 推力10トン級エンジンシステムフロー図

エンジンを構成する主要コンポーネントを表1に示す。

この内、次に示すコンポーネントは NASDA との共同研究の一環として、宇宙研に供与されたものを使用した。

- ① 10トン燃焼器（点火器を含む）
- ② 液水/液酸メイン弁
- ③ 液水/液酸（メインライン）予冷弁

表2にエンジンシステムを構成する弁類を示し、表3にエンジンシステムを構成する配管類の一覧を示す。

表1 エンジンシステムを構成する主要コンポーネント

コンポーネント名称	7トン級 (ES-702)	10トン級 (ES-1001)
(1) 燃焼器 (T/C)	TC-701	RE-5 (LE-5 エンジン用)
(2) 液水/液酸ターボポンプ (TP)	TP-703	TP-1002
(3) ガスジェネレーター (GG)	GG-703	GG-1001
(4) タービンスピナー (TS)	TS-701	TS-1001
(5) 熱交換器 (HEX)	HEX-701	HEX-701
(6) ニューマチックシステム		
(7) パージガス供給システム		
(8) PU制御システム		
(9) 弁および配管類		
(10) 計測, 制御係配線		

表2 エンジンシステムを構成するバルブ類

弁記号	弁の種類	弁名称
FV-3	ニューマチック弁	液水メイン弁
OV-3	ニューマチック弁	液酸メイン弁
FV-4	ニューマチック弁	液水メインライン予冷弁
OV-4	ニューマチック弁	液酸メインライン予冷弁
FV-6	ニューマチック弁	GG液水ライン予冷弁
OV-6	ニューマチック弁	GG液酸ライン予冷弁
OV-7	ニューマチック弁	熱交換器液酸入口弁
FV-8	電磁弁	燃焼器点火器水素ガス供給弁
OV-8	電磁弁	燃焼器点火器酸素ガス供給弁
OC-2	ニューマチック弁	PU制御弁
HV-1	電磁弁	GG水素インジェクターパージ弁
HV-2	電磁弁	燃焼器水素系パージ弁
HV-3	電磁弁	液水ポンプシール弁
HV-4	電磁弁	GG酸素インジェクターパージ弁
HV-5	電磁弁	燃焼器酸素系パージ弁
HV-6	電磁弁	液酸ポンプシール弁
HV-7	電磁弁	液水ポンプ入口パージ弁
HV-8	電磁弁	液酸ポンプ入口パージ弁
HR-2	減圧弁	水素系パージガス供給用減圧弁
HR-3	減圧弁	酸素系パージガス供給用減圧弁
GV-1	ニューマチック弁	GG始動弁

表3 エンジンシステムを構成する配管類

ライン記号	流体名	ライン名称
02-C-LH	液体水素	液体水素ポンプ吸込ライン
03-C-LH	液体水素	液体水素ポンプ吐出ライン
04-C-LH	液体水素	ガスジェネレーター液体水素供給ライン
10-H-LH	ガス水素/液体水素	ベアリング冷却用液体水素帰還ライン
11-I-LH	ガス水素/液体水素	ベアリング予冷, 冷却用液体水素排液ライン
12-I-LH	液体水素	ガスジェネレーター予冷用液体水素排液ライン
13-I-LH	液体水素	メイン弁予冷用液体水素排液ライン
05-E-GH	ガス水素	燃焼器点火器水素ガス供給ライン
07-G-GH	ガス水素	液体水素タンク機体側加圧ライン
03-C-LO	液体酸素	液体酸素ポンプ吐出ライン
04-C-LO	液体酸素	ガスジェネレーター液体酸素供給ライン
10-H-LO	液体酸素	ベアリング冷却用液体酸素帰還ライン
11-I-LO	液体酸素	ベアリング予冷, 冷却用液体酸素排液ライン
12-I-LO	液体酸素	ガスジェネレーター予冷用液体酸素排液ライン
13-I-LO	液体酸素	メイン弁予冷用液体酸素排液ライン
14-I-LO	液体酸素	PU制御液帰還ライン
05-E-GO	ガス酸素	燃焼器点火器酸素ガス供給ライン
02-D-HE	ガスヘリウム	ヘリウム供給ライン
05-F-HE	ガスヘリウム	液体水素ポンプ入口パージライン

06-F-HE	ガスヘリウム	液体酸素ポンプ入口パーズライン
07-F-HE	ガスヘリウム	液体水素ポンプシールライン
08-F-HE	ガスヘリウム	液体酸素ポンプシールライン
09-F-HE	ガスヘリウム	ガスジェネレーター水素インジェクターパーズライン
10-F-HE	ガスヘリウム	ガスジェネレーター酸素インジェクターパーズライン
11-F-HE	ガスヘリウム	燃焼器水素入口パーズライン
12-F-HE	ガスヘリウム	燃焼器酸素入口パーズライン
15-J-HE	ガスヘリウム+ガス酸素	液体酸素ポンプシール排気ライン A
16-J-HE	ガスヘリウム+ガス酸素	液体酸素ポンプシール排気ライン B
01-J-CG	ガスジェネレータ燃焼ガス	タービン排気ライン A
02-J-CG	ガスジェネレータ燃焼ガス	タービン排気ライン B
08-G-LO	液体酸素	熱交換器液体酸素供給ライン
09-G-GO	ガス酸素	液体酸素タンク機体側加圧ライン

エンジン計画性能

ES-702 エンジンの設計性能は、開口比 40 のノズルスカートをを用いた真空中の推力 7000 kgf, 比推力 425 秒である。この時、推進剤混合比は 5.2 で、燃焼圧力は 25 kgf/cm² A になる。一方、ES-1001 エンジンの設計性能は、開口比 140 のノズルスカートをを用いた真空中推力 10000kgf, 比推力 425 秒であり、定格混合比および燃焼圧力は 6.0 と 35kgf/cm² A で

表 4 エンジン計画性能

		ES-702 エンジンシステム			ES-1001 エンジンシステム			
燃焼器	推力	kgf	4951			6800		
	燃焼室圧力	kgf/cm ² A	25.0			35.8		
	推進剤流量	kgf/s	17.26			23.32		
	混合比		5.2			6.0		
	比推力	sec	286.8			291.6		
ターボポンプ	回転数	rpm	[液水ポンプ]	[液酸ポンプ]	[液水ポンプ]	[液酸ポンプ]		
	吐出圧力	kgf/cm ² A	41000	16680	46310	21080		
	吸込流量	kgf/s	41.9	35.3	62.9	60.7		
タービン	ノズル入口圧力	kgf/cm ² A	28.2			26.5		
	ノズル入口温度	K	900			900		
	駆動ガス流量	kgf/s	0.290			0.752		
タービンスピナー	燃焼室圧力	kgf/cm ² A	50.0			100		
	推薬量	kgf	0.45			0.45		
	燃焼時間	sec	2.0			1.7		
ステージ性能	PU制御流量	kgf/s	1.8	0.7	0	2.0	1.0	0
	推力	kgf	4579	4951	5180	6576	6789	6998
	比推力	sec	284.0	282.2	281.0	286.3	284.9	283.3
	混合比		4.75	4.99	5.14	5.32	5.49	5.65

* ここに示す燃焼室圧力は、ノズル入口全圧力である。

* ここに示す性能諸元にはタービン排気ガスの推力への寄与を考慮していない。

表5 エンジンシステム重要 (乾燥重量)

コンポーネント名	重 量 (kgf)	
	ES-702 エンジン	ES-1001 エンジン
1. T/C + TP + GG + TS	104.6	118.4
燃 焼 器	52.3	67.3
ターボポンプ	42.3	40.3
ガスジェネレーター	6.9	7.7
タービンスピナー	3.1	3.1
2. HEX	1.7	1.7
3. 弁 類	45.8	46.0
液水, 液酸メイン弁 (4.8×2)	9.8	
液水, 液酸メインライン予冷弁 (3.35×2)	6.7	
GG液水予冷弁	2.0	
GG液酸予冷弁	1.8	
熱交換器液酸供給弁	3.5	
PU制御弁	5.3	
T/C点火器弁 (0.6×2)	1.2	
バージ弁 (0.6×8)	4.8	
ニューマチック用電磁弁 (0.5×6+0.75×4)	6.0	
He系減圧弁 (0.76×2)	1.5	
その他 (フィルター, 逆止弁)	3.4	
4. 配 管 (含オリフィス, ボルト, ナット類)	61.1	56.1※
液水ポンプ吸込ライン	13.90	
液水ポンプ吐出ライン	5.71	
液酸ポンプ吐出ライン	4.69	
GG液水供給ライン	0.66	
メイン弁予冷用液水排水ライン	1.36	
ベアリング冷却用液水帰還ライン	1.17	
ベアリング冷却用液酸帰還ライン	2.13	
液水タンク機体側加圧ライン	1.99	
PU制御液帰還ライン	1.16	
ヘリウム供給ライン	1.7	
タービン排気ラインA	2.3	
タービン排気ラインB	2.3	
液水ジンバルベロー	5.0	
液酸ジンバルベロー	5.4	
その他 (小口径配管, ニューマチック配管等)	11.63	
5. サポート類	8.5	9.6※
ターボポンプサポート	5.9	
その他 (配管サポート)	2.6	
6. スラストマウント	24.5	18.3
7. 計測センサー類 (圧力, 温度センサー)	2.6	2.6
8. ケーブル類	7.0	6.7
操作系ケーブル	2.6	2.9
計測系ケーブル (圧力, 温度計測用)	4.4	3.8
エンジンシステム総重量	255.8	259.4※

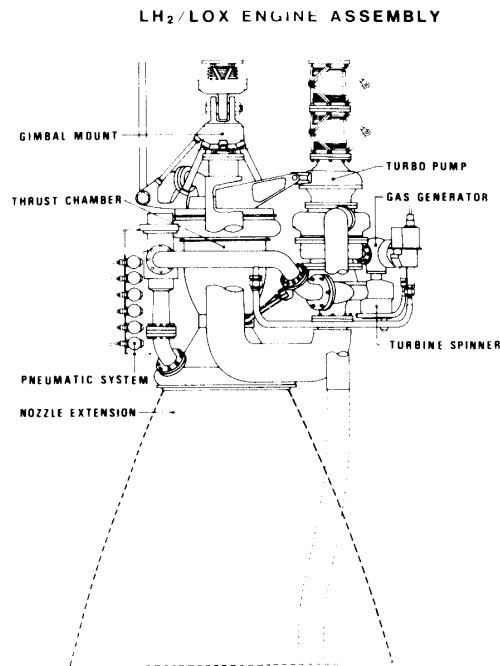
※ 計算値, 他は実測値

ある。表4に大気圧状態のエンジンの定格性能を示す。表5にはステージシステム試験におけるエンジン重量を示す。(配管、サポート、ケーブル類は計算値、他のコンポーネントは実測値である。)現在のところ、7トンエンジンと10トンエンジンの重量はほぼ同じである。

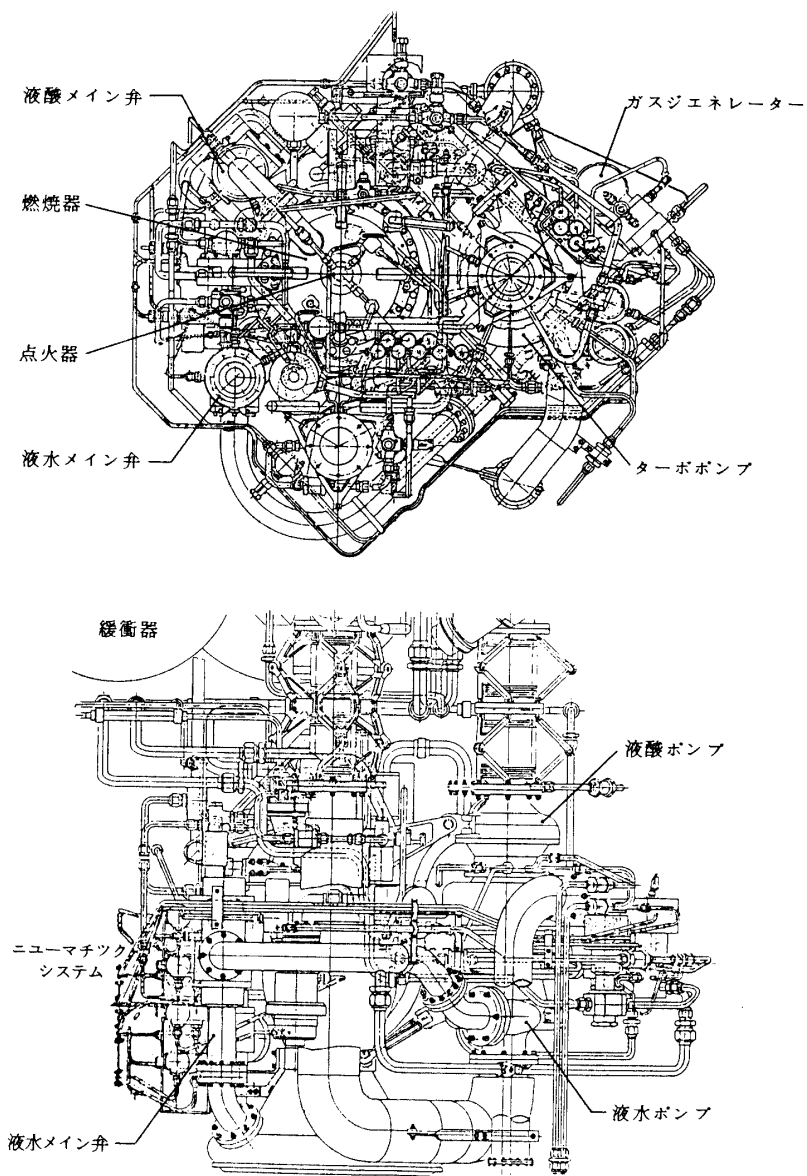
II-2. エンジンの構成

7トンエンジンの主要なコンポーネントの構成を図3に示す。ターボポンプは回転軸を機体軸と平行にして燃焼器にマウントされ、液水ポンプは下側に、液酸ポンプは上側に配置されている。従って、液体水素ポンプの入口配管には、タンクシステムと接続するためにU字形の配管を用いている。ターボポンプの上端は、液酸ポンプのポリユートケーシングの位置で支持され、燃焼器のインジェクターヘッドに固定された腕に、ピンジョイントを用いて固定されている。また、下端は液水ポンプポリユートケーシングを燃焼器スロート部から出した両端ピンジョイントの二本の腕(ターンバックル)によって支持している。こうしたマウント方法を採用したことによって、ターボポンプは熱収縮に対して自由に変位することができる。ガスジェネレーターはタービン入口マニホールドに、またタービンスピナーはガスジェネレーターの燃焼室に直接マウントされている。図4~5にエンジンの側面図と平面図を示す。図6にエンジンの外観写真を示す。

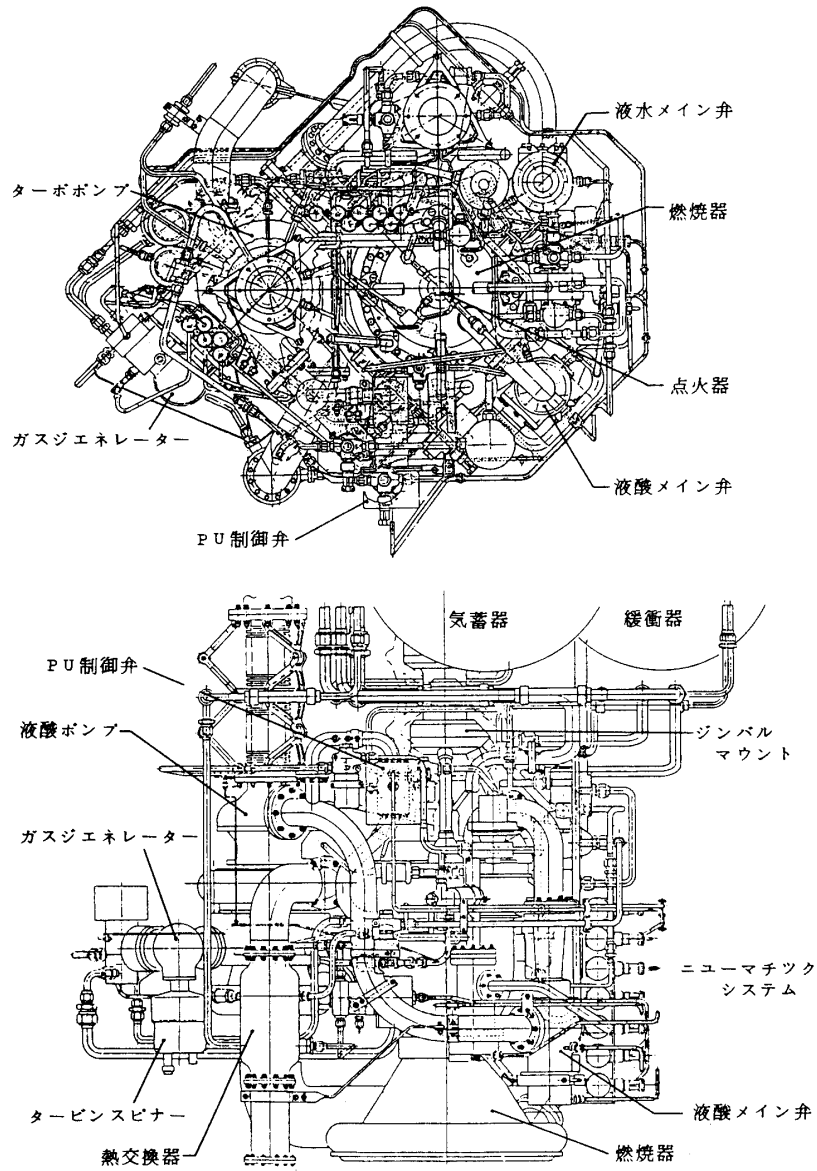
10トンエンジンは7トンエンジンよりジンバル支点が多少高い位置に移動したため、ターボポンプは燃焼器に対して高い位置にマウントされている。マウントの方法は7トンと同じ思想に基づいて設計した。エンジンの側面図と平面図を図7~9に示す。またターボポ



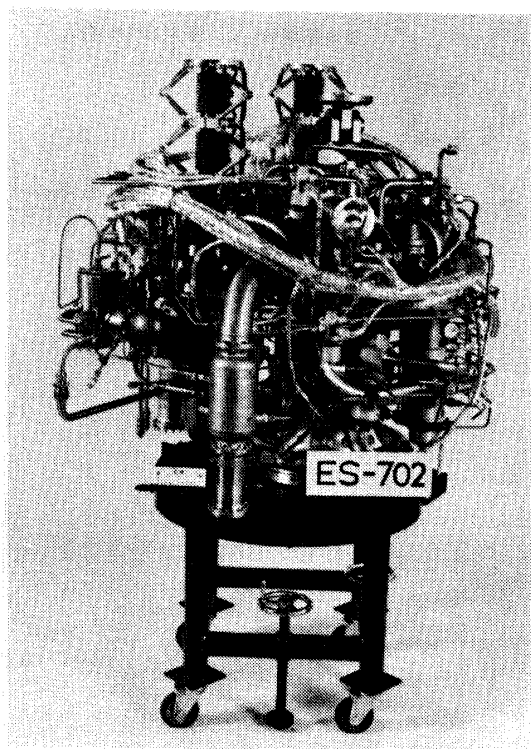
第3図 7トンエンジンアッセンブリー外略図



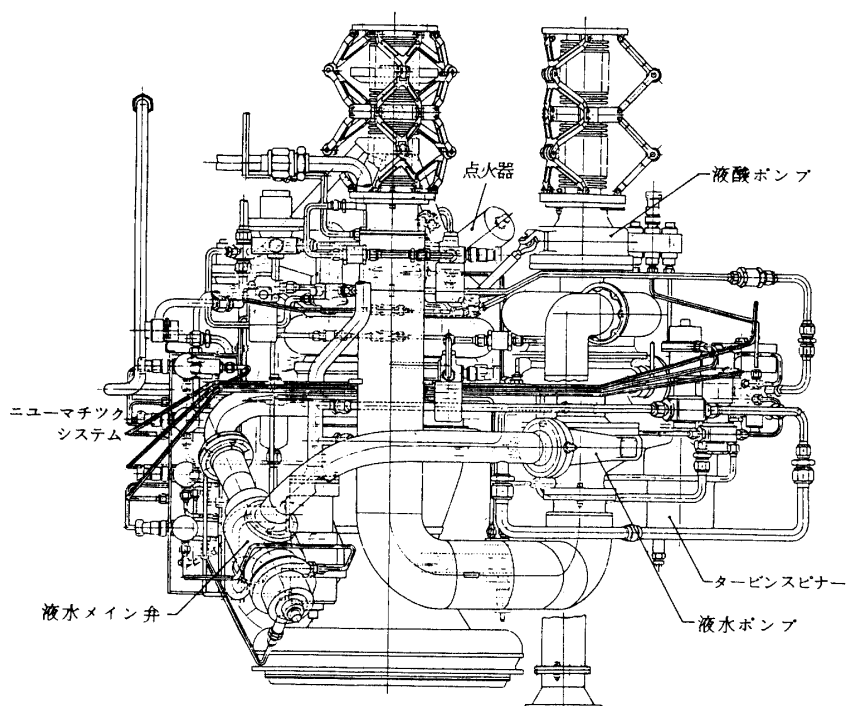
第4図 ES-702 エンジン外観図 (液水側)



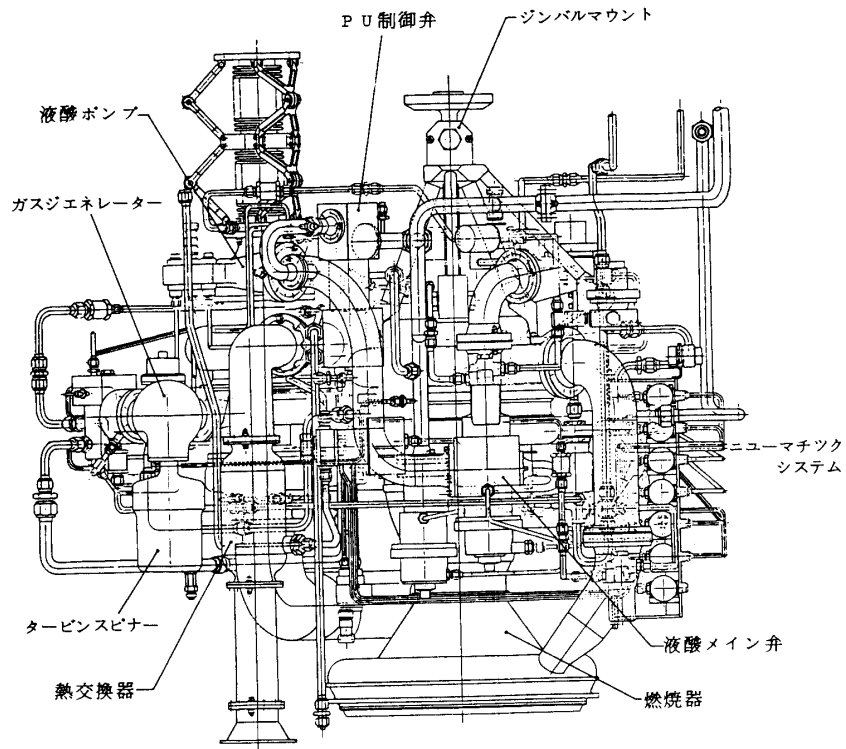
第5図 ES-702 エンジン外観図 (液酸側)



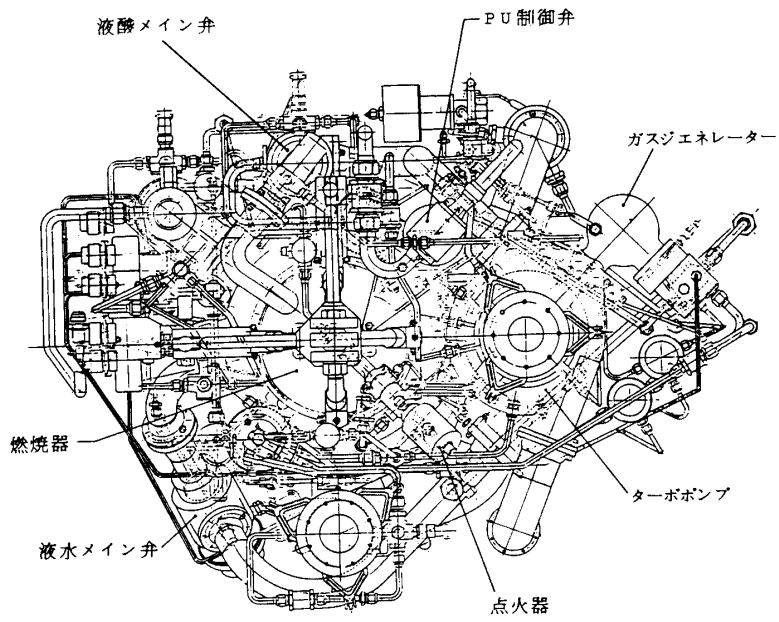
第6図 ES-702 エンジン外観



第7図 ES-1001 エンジン外観図 (液水側)



第8図 ES-1001 エンジン外観図 (液酸側)



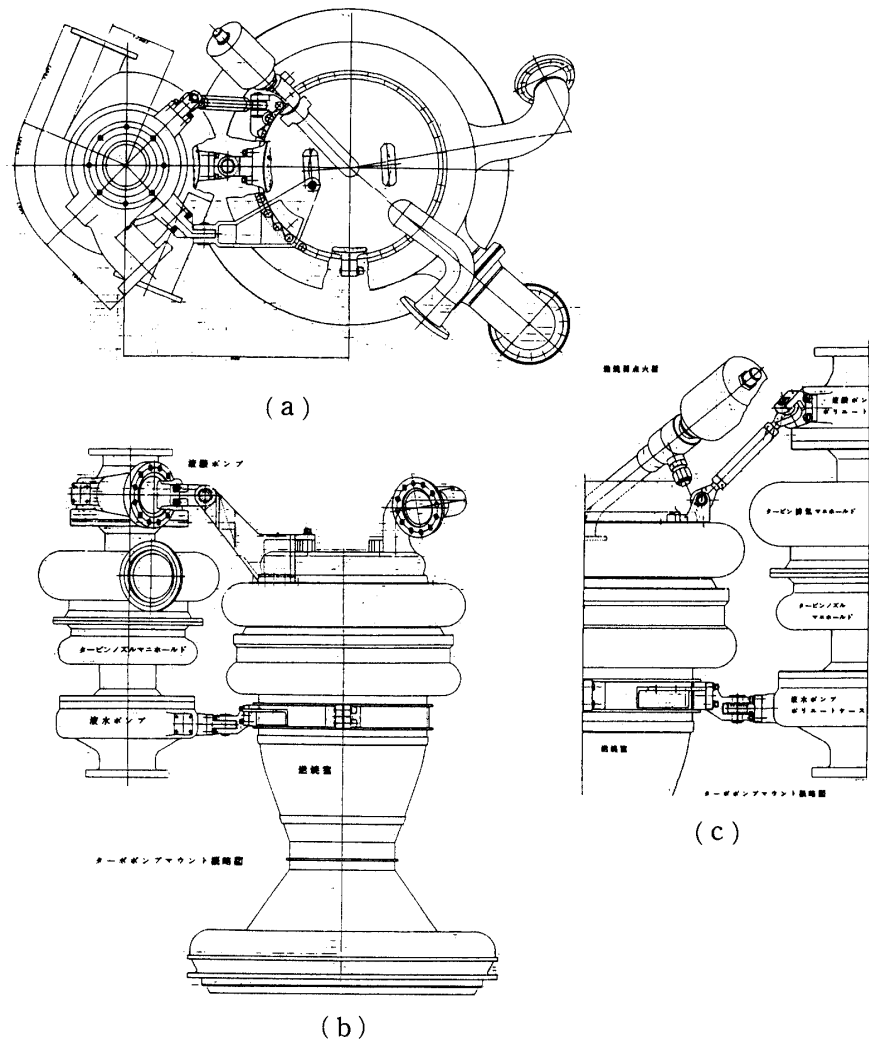
第9図 ES-1001 エンジン外観図 (平面)

ンプと燃焼器のマウント状態を図10に示した。燃焼器の再生冷却の方向が異なるため、液水ポンプ吐出ラインが7トンエンジンと異なっている。このエンジンに使用した弁類は全て7トンエンジン用を流用した。図11に10トンエンジンの写真を示す。

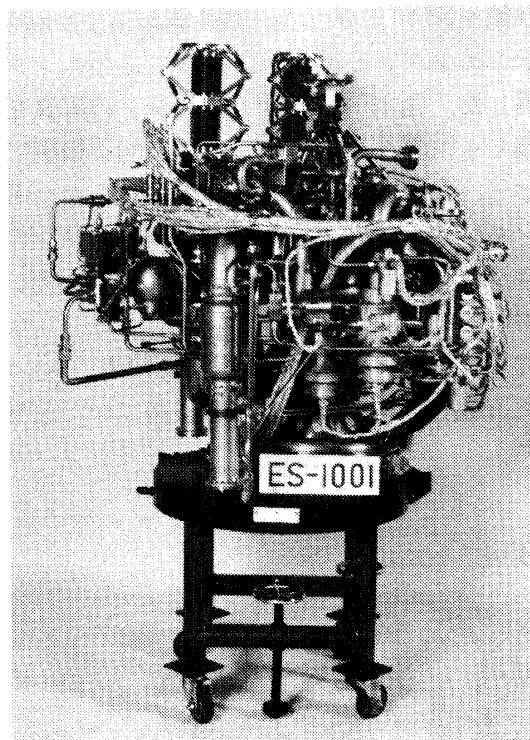
なお7トン級、10トン級とも主要コンポーネント間の配管接続にはフレキシブルジョイント類は用いず固定配管とし、配管形状は応力が緩和されるよう考慮した。また、エンジンとタンクの接続にはフレキシブルジョイントを用い、エンジンのジンバリング運動が行えるよう配慮した。ジンバリング角度は $\pm 7^\circ$ を想定して設計した。

II-3. エンジン構成コンポーネント

NASDA から供与された10トンエンジン用燃焼器を除き、エンジンを構成するコンポーネントは7トン級、10トン級とも総て同様の思想に基づいて設計を行った。以下に各コンポーネントの諸元を示す。



第10図 ES-1001エンジンにおけるターボポンプマウント状態



第11図 ES-1001 エンジン外観

燃焼器

燃焼器は7トン級、10トン級ともに管構造の再生冷却式燃焼室と同心円筒形のインジェクターおよび点火器より構成されている。

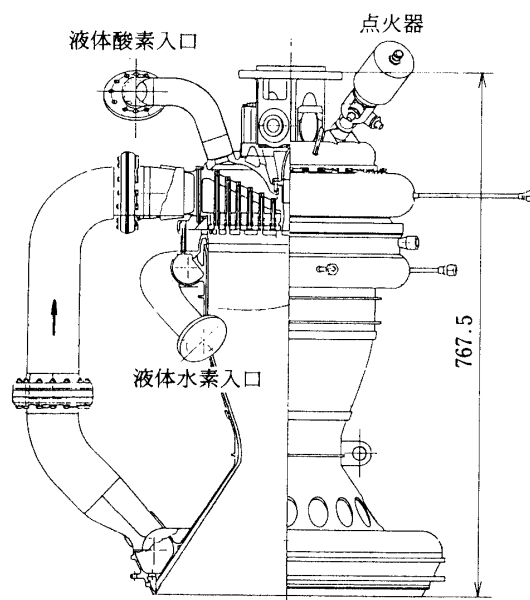
7トンエンジン用燃焼器(TC-701)の燃焼室は、肉厚0.3mmのSUS347製テーパ管199本とSUS347製燃焼室外板を炉中ろう付けしたもので、再生冷却用の水素はノズルスカート(膨張比;7)側からインジェクター側に流れる。インジェクターは90個の同心円筒形要素から成り、インジェクター面は水素を浸透させて冷却するため、多孔質板を用いた。点火器には水素ガスと酸素ガスを点火プラグで着火させる方式を用いている。燃焼器、多孔質板、点火器については、いずれも本特集号の他の論文[2][3]に設計基準を含む詳細が示されているので、ここでは割愛する。燃焼器の外観を図12に、主要諸元を表6に示した。

10トンエンジン用燃焼器(RE-5)は、NASDAにおいて開発中であったLE-5エンジン用に製作されたものの中から宇宙研に供与された。ただし、宇宙研のエンジンシステムに組込めるように、その取合配管の向きが変更されている。宇宙研に引渡される前にNASDAにおいて、タンク加圧供給方式による燃焼試験が2回行われている。

この燃焼器の再生冷却用水素は、インジェクター側からノズルスカートの方向に流れ、ノズルスカート(膨張比;8.2)のマニホールドから配管によってインジェクターに導かれる。再生冷却管は237本のA-286テーパ管によって作られている。インジェクターは



第12図 TC-701 燃焼器外観



第13図 RE-5 (LE-5 エンジン用) 燃焼器構造図

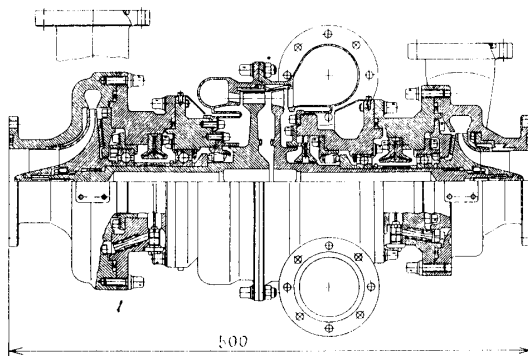
127個の同心円筒型の要素から成り、インジェクター面は7トン級と同様に多孔質板から水素を浸透させて冷却している。燃焼器の図面を図13に、その主な諸元を表6に示した。

表6 燃焼器諸元

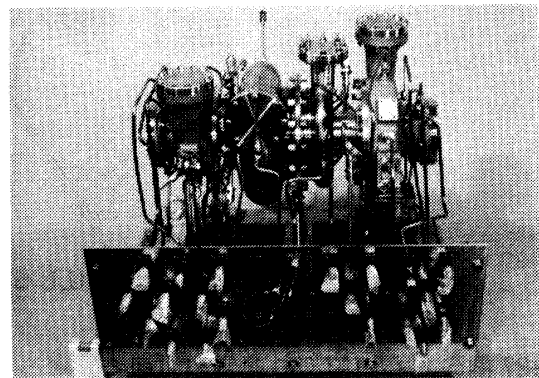
	単 位	7トンエンジン用燃焼器	10トンエンジン用燃焼器
燃焼室スロート径	mm	140.19	135.25
燃焼室円筒部内径	mm	222.4	240.
燃焼室全高	mm	約 683	約 768
ノズル膨張比		7.0	8.2
再生冷却管数	本	199	237
インジェクター要素数	個	90	127
ノズル入口燃焼圧力	kgf/cm ² A	25.0	35.0
噴射器端燃焼圧力	kgf/cm ² A	26.0	35.8
燃焼室混合比		5.2	5.8
特性排気速度効率	%	93.8	93.5

ターボポンプ

ターボポンプは、7トン用、10トン用ともいわゆる「宇宙研方式」のターボポンプを採用した。7トンエンジン用ターボポンプ (TP-703) を図 14 に、10トンエンジン用ターボポンプ (TP-1002) の外観を図 15 に示す。液水/液酸ポンプはヘリカルインデューサーを持つ単段遠心ポンプであり、液水ポンプインペラーの吐出角は 90°、液酸ポンプについては 28° である。タービンは速度複式の衝動型で、第 1 段タービンによって液水ポンプを、第 2 段タービンによって液酸ポンプを駆動している。第 1 段は超音速タービン、第 2 段は亜音速タービンになっており、両タービン間にはステーターがないため互いに逆方向に回転する。両ターボポンプは各々 2 個の自己潤滑性のボールベアリングによって、ポンプケースに支持されている。ベアリングの冷却にはポンプ流体を用い、ベアリングに噴射している。ポンプの軸推力はインペラー背面に設けたラジアルリップによってバランスさせた。ベアリングケースとタービン間の軸シールには、メカニカルシールとラビリンスシールを用いており、これらのシール間にはヘリウムガスを流している。更に、液酸ポンプでは、中央からヘリウムガスを噴射する特殊なラビリンスシールを用いることによって、酸素とタービン駆動ガスの接触を皆無にしている。ターボポンプについての詳細、および開発経過



第 14 図 TP-703 ターボポンプ構造図



第 15 図 TP-1002 ターボポンプ外観

については本特集号の「液水/液酸ターボポンプの開発」[4]を参照されたい。TP-703とTP-1002ターボポンプの諸元を表7に示す。

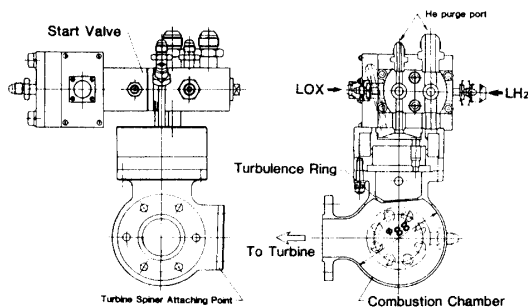
表7 ターボポンプ諸元

	単 位	7トンエンジン用ターボポンプ		10トンエンジン用ターボポンプ	
		液水ポンプ	液酸ポンプ	液水ポンプ	液酸ポンプ
回転数	rpm	41000	16300	45100	22000
ポンプ流量	kgf/s	2.95	13.97	3.91	22.19
ポンプ吸込圧力	kgf/cm ² A	2.31	2.35	2.24	2.37
ポンプ吐出圧力	kgf/cm ² A	42.3	35.0	60.2	61.9
ポンプ圧力係数		0.669	0.468	0.638	0.436
インペラー出口流量係数		0.103	0.114	0.102	0.104
NPSH	m	71.1	8.37	138.6	10.3
ポンプ出力比		4.42		2.70	
タービンノズル入口圧力	kgf/cm ² A	25.83		25.5	
タービン入口温度	K	896		905	
タービン駆動ガス流量	kgf/s	0.298		0.725	
タービン駆動ガス混合比		0.948		0.888	

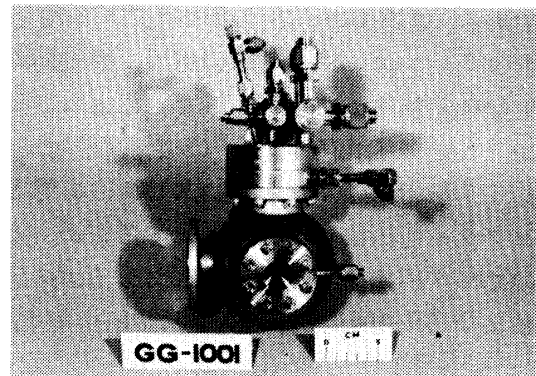
ここに示す値はTP-703 およびTP-1002ターボポンプ熱走試験の結果によるものである。

ガスジェネレーター

図16に7トンエンジン用のガスジェネレーター(GG-703)の断面図を示す。また、図17に10トンエンジン用ガスジェネレーター(GG-1001)の外観写真を示す。燃焼室は無冷却の球形で、球形の内壁面で燃焼ガスの流れを反転するタイプ(Reverse flow type)である。インジェクターと球形燃焼室の間には攪伴リングを設けた。インジェクターは12個の同心円筒型要素から成っており、インジェクター面は銅製である。インジェクターヘッドには直接始動弁が取り付けられている。この始動弁は1個のアクチュエーターで液水および液酸の供給弁を開閉する構造で、液酸弁の方が多少遅れて作動するようにアクチュエーターロッドがリンクされている。ガスジェネレーターの設計手法については既に[5]に詳細に報告した。



第16図 GG-703 ガスジェネレーター断面図



第17図 GG-1001 ガスジェネレーター外観

なお、次に述べるタービンスピナーは球形燃焼室に直接取付られ、ガスジェネレーターの点火器としても働く。表8にGG-703とGG-1001ガスジェネレーターの諸元を示す。

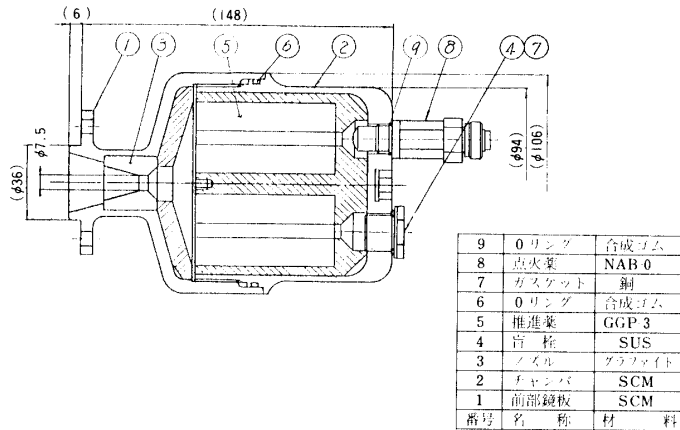
表8 ガスジェネレーター諸元

	単 位	7トンエンジン用 ガスジェネレーター		10トンエンジン用 ガスジェネレーター	
		液 体 液 体	水 素 酸 素	水 素 酸 素	水 素 酸 素
燃 料 酸化剤					
燃焼圧力	kgf/cm ² A	25.3		26.0	
燃焼ガス温度	K	895		905	
燃焼ガス流量	kgf/s	0.284		0.726	
燃焼ガス混合比		0.938		0.888	
燃焼ガス滞留時間 Stay time	msec	1.87		1.62	
インジェクター		水素側	酸素側	水素側	酸素側
圧力損失	kgf/cm ²	4.8	4.0	9.1	7.3
噴射速度	m/s	92.1	24.7	141.	41.4
寸法諸元		水素側	酸素側	水素側	酸素側
インジェクター噴射面積	cm ²	2.93	0.516	4.54	0.753
ノズルスロート面積	cm ²	2.43		6.18	
燃焼室容積					
GG単体	cc	411.		918.	
タービンマニホールド	cc	409		710.	

- ここに示す値はGG-703ガスジェネレーター燃焼試験およびTP-1002ターボポンプ熱走試験の結果から求めたものである。
- 燃焼ガス滞留時間はGG単体の燃焼室容積を用いて算出した。

タービンスピナー

エンジン起動用タービンスピナーには、MuロケットのSMRC（ロール制御用固体モーター）用に開発された、低燃焼温度の燃焼ガスを発生する固体推進薬を応用した。断面形状を図18に示す。推進薬と点火器はカートリッジ式になっており、燃焼室は再使用が可能である。推進薬カートリッジは7トン用と10トン用でまったく同じものを用いている。これは7トンエンジン試験の結果、燃焼時間を短縮できる見通しを得たためである。ガス発生量は燃焼内圧を変更することによって調整した。燃焼内圧は7トン級で約50kgf/cm²G、10トン級で約100kgf/cm²Gである。また、燃焼時間は7トン級で約2.2秒、10トン級で約1.7秒である。タービンスピナーの燃焼中は燃焼生成物がガスジェネレーターのインジェクターを汚染しないようにするため、インジェクターからヘリウムガスを噴射する。このためタービンノズル入口におけるガス温度は下がり、約1100Kになる。表9にTS-701およびTS-1001タービンスピナーの諸元を示す。



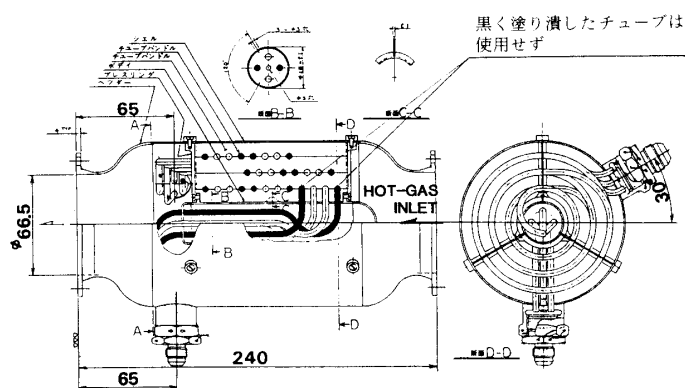
第18図 TS-1001 構造図

表9 タービンスピナー諸元

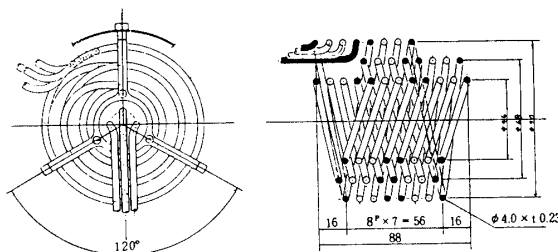
	タービンスピナー		推進薬	
	TS-1001	TS-701		
全長	148 mm	154 mm	型式	二重円筒型
外径	106 mm	106 mm	推薬	GGP-3
スロート	9.15 mm	7.5 mm	外円筒外径	80 mm
全重量	3.1 kgf	3.1 kgf	内径	52 mm
燃焼室圧力	50 kgf/cm ² G	100 kgf/cm ² G	内円筒外径	38 mm
燃焼温度	1425 K	1453 K	内径	10 mm
			全長	67 mm
			薬量	450 gf
			イグナイター	
			型式	NAB-0
			薬量	1.32 gf

熱交換器

熱交換器の構造図を図19に示す。この熱交換器はターボポンプのタービン排気ガスの熱を利用して液体酸素を気化させるもので、ステージタンクの加圧系調圧器(OR-2)と組合わされ、液酸タンク加圧系を構成する。液体酸素はポンプ吐出ラインから抽出され、熱交換器に供給される。熱交換器のチューブバンドルは図20に示すように外径φ4、肉厚0.23mmのステンレス製チューブ4本より成っている。単体試験の結果から、熱交換器の伝熱面積が過大であることが判明したため、ステージ試験では4本のチューブの内2本に液体酸素が流れないように栓をした。表10に熱交換器の計画性能を示す。この熱交換器は7トン級と10トン級エンジンに兼用できるよう設計されており、表に示した値は2本のチューブを使用しない場合の計画値である。



第19図 HEX-701 液体酸素熱交換器



第20図 熱交換器チューブバンドル

表10 HEX-701 性能諸元

		低 温 側	高 温 側
流 体		液 体 酸 素	タービン排気ガス (O/F = 0.875の水素/酸素燃焼ガス)
流 量	kgf/s	0.085 / 0.153	0.14 / 0.347
入 口 温 度	K	95	692
出 口 温 度	K	362 / 373	670
入 口 圧 力	kgf/cm ² A	31.8 / 54.9	1.29 / 1.09
出 口 圧 力	kgf/cm ² A	19.8 / 22.7	1.0
伝 熱 面 積	m ²	0.0289	

HST-701 / HST-1001

ニューマチックシステム

エンジンシステムには表2に示した9台のニューマチック弁がある。これらを制御するための電磁弁をパッケージ化して燃焼器側面に取付けた。システム failure 時の安全性を考慮して、地上試験では次のような思想に基づき、ニューマチック弁のノルマル位置を決定した。

N/O (normal open 通常開)	排気系統の弁
N/C (normal close 通常閉)	注排液, 供給系の弁
現状維持	ポンプ入口弁

エンジンシステム関係のニューマチック弁はPU弁を除き、総てN/Cである。

なおニューマチック系の制御圧は、パージガス供給系とヘリウムガス源を同一とするため、推力10トン級エンジンの燃焼内圧を考慮して、 $35 \text{ kgf/cm}^2 \text{ G}$ とした。

パージガスおよびシールガス供給系

ステージシステムにおけるパージガス供給系は気蓄器、緩衝器、減圧弁、電磁弁、流量制限オリフィスから構成されている。エンジンシステムはこの内、低圧設定用減圧弁と電磁弁、および制限オリフィスを備えている。試験設備を用いたエンジン試験では、 $35 \text{ kgf/cm}^2 \text{ G}$ のヘリウムガスを地上から供給した。パージガスはターボポンプ用のシールガスを含めて8箇所に供給される。表11に供給先と供給量の計画値を示す。

各パージ弁のノルマル状態はニューマチック弁と同様の思想に基づき、総てN/Oとした。

表11 パージおよびシールガス供給系諸元

供給先	供給弁	消費流量	
		ES-702 エンジンシステム	ES-1001 エンジンシステム
1) GG水素系インジェクター	HV-1	$10.5 \times 10^{-3} \text{ kgf/s}$	$16.7 \times 10^{-3} \text{ kgf/s}$
2) GG酸素系インジェクター	HV-4	5.52	8.30
3) T/C水素系インジェクター	HV-2	10.9	22.3
4) T/C酸素系インジェクター	HV-5	10.9	12.0
5) 水素系メイン弁上流側	HV-7	5.37	5.37
6) 酸素系メイン弁上流側	HV-8	3.65	3.65
7) 液水ポンプシール	HV-3	5.82	4.87
8) 液酸ポンプシール	HV-6	1.44	1.54

この表に示した値はHST-701 およびHST-1001-1 ステージ試験結果より求めたものである。

III. 試験装置と試験方法

III-1. 試験装置

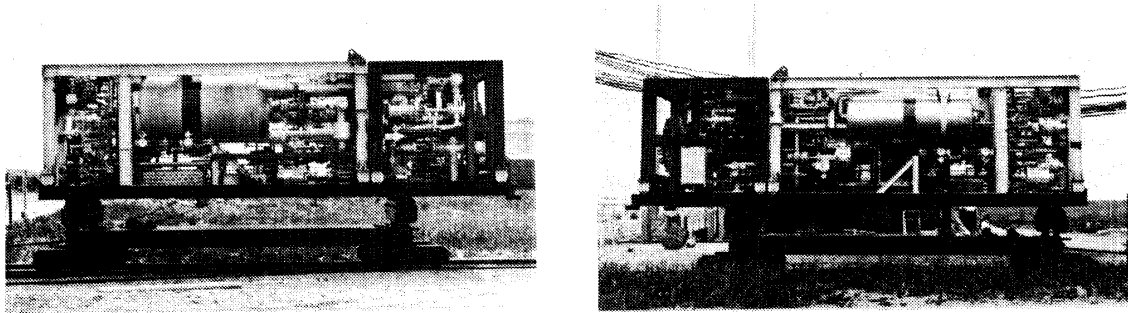
液水/液酸エンジンの燃焼試験は秋田県能代市郊外にある、宇宙科学研究所能代ロケット実験場のたて型スタンドを用いて行った。

このスタンドは、各種試験装置をスタンド備え付けの起立ブームによって垂直に起立し、その下部にエンジンを取付けて試験できるよう計画されたもので、試験装置を変更することで、燃焼器関係の全開発試験を行うことができる。

たて型スタンドを使用して行った試験を次に示す。

	試験装置	推進剤供給方式
燃焼器単体試験	液水/液酸エンジン燃焼試験設備	ガス加圧供給方式
エンジン試験	液水/液酸エンジン燃焼試験設備	ターボポンプ供給方式
ステージ試験	ステージシステム本体	ターボポンプ供給方式

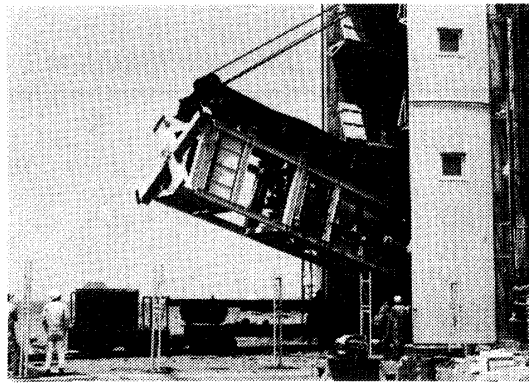
ステージ燃焼試験における試験装置は、本特集号の他の論文に示すことにし、ここではエンジン試験に用いた「液水/液酸エンジン燃焼試験設備」について述べる。



(a) 液水タンク側外観

(b) 液酸タンク側外観

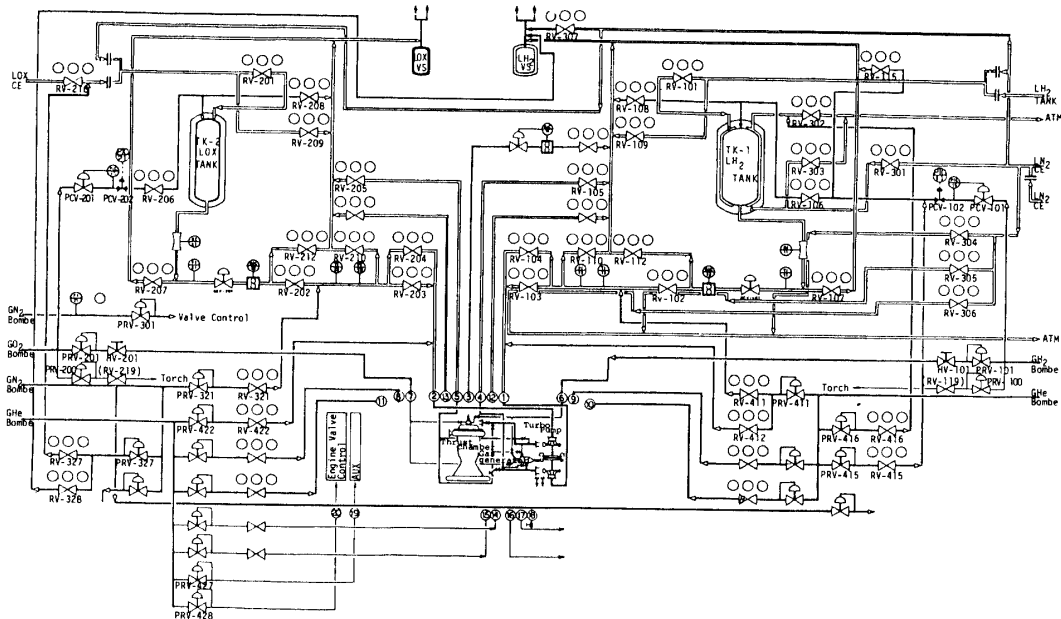
第21図 タンク架台と推力架台の外観



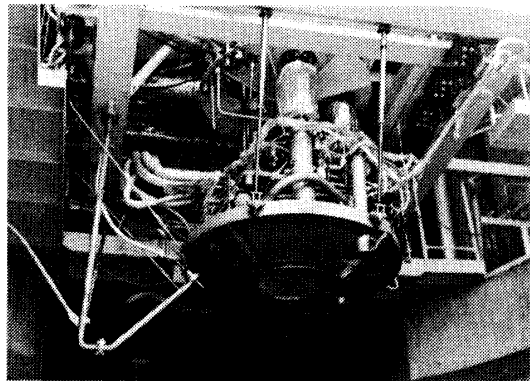
第22図 タンク推力架台の起立

エンジン燃焼試験設備は加圧供給方式のランタンクを備えたタンク架台と、推力計測装置を組込んだ推力架台、および推進剤貯蔵、供給等の地上支援設備から成っている。図21に運搬台車上の試験設備を示す。推力架台はタンク架台と一体化され、たて型スタンド内に垂直下向きに固定される(図22参照)。この設備は推力10トン級エンジンの燃焼試験を想定して設計されており、3分力の推力測定が可能である。タンク架台に内蔵された液水、液酸ランタンクの充填容量はそれぞれ1100リットルと400リットルであり、7トン級で約20秒間(10トン級エンジンで約15秒間)の燃焼試験が可能である。図23にエンジン試験時における試験設備配管系統図を示す。図の右側が水素系、左側が酸素系であり、液水タンクの内筒予冷機能を除くと水素系、酸素系とも同様の機能を持っている。またエンジンや試験設備のパージに用いるヘリウムガスの供給源は、逆流によるガスの混入がないよう、水素系と酸素系を独立させた。液水/液酸ランタンクは、それぞれ水素ガス、酸素ガスで加圧し、液水、液酸をエンジンに供給した。ランタンクへの供給圧力は遠隔操作で 10 kgf/cm^2 Gまで任意に設定でき、その圧力は自動的に保持される。

なお、エンジン不着火の際、燃焼器より放出される未燃焼水素ガスを安全に燃焼させる目的で、ノズル出口部に水素ガス/酸素ガスを用いたトーチ取り付け付けた。この出口トーチは燃焼器点火器とまったく同じものである。図24にES-1001-1試験におけるエンジン取付状態を示す。図の左下方に見えるのがノズル出口トーチである。試験設備の詳細について



第23図 エンジン試験時における試験設備配管系統図



第24図 ES-1001 エンジン取付状態とノズル出口トーチ

は[6][7]を参照されたい。

III-2. 試験方法

宇宙研では前述の基本方針に基づき、エンジンシステムとしての問題点を早期に探る立場から、まずパージおよびシールガス供給系を除く主要コンポーネント（燃焼器、ターボポンプ、ガスジェネレーター、タービンスピナー）のみでエンジンを構成し、起動、停止シーケンスの調査を行って後、エンジンとしての全機能を備えたシステムで定格運転試験を実施するという方法を採用した。前者がES-701エンジン、後者がES-702エンジンである。

7トンエンジンでは、次のような4段階の試験を経て開発を行った。

1. 予冷試験
2. 起動試験

3. 定格出力の60%運転試験

4. 定格出力運転試験

1~3段階まではES-701エンジンを、4段階ではES-702エンジンをを用いた。エンジンの構成を次に示す。

ES-701エンジン TP-702ターボポンプシステムを供給系として用いたエンジンである。

TC-701燃焼器, TP-702ターボポンプ

GG-702ガスジェネレーター, TS-701タービンスピナー,
パージ, シールガス供給機能は試験設備で補った。

ES-702エンジン TP-703ターボポンプシステムを供給系として用い、エンジンとしての全機能を備えている。

TC-701燃焼器, TP-703ターボポンプ

GG-703ガスジェネレーター, TS-701タービンスピナー

試験内容の概略を以下に示す。

1. 予冷試験

予冷試験ではエンジン各部の予冷特性を把握し、エンジン起動時の状態を調査するために行った。

2. 起動試験

エンジン各部の予冷終了後、タービンスピナーによってターボポンプを起動し、エンジンシステムが自励運転状態に移り、定常運転状態に達するまでの状態を調査した。運転はエンジン起動後3~5秒とした。

3. 定格出力の60%運転試験

エンジンの定常状態での出力を定格の60%に設定し、起動時の過渡状態から定常状態への移行の様子を調査した。また定常状態での運転を確認した。運転時間は20秒間である。

4. 定格出力運転試験

ターボポンプ供給系をTP-703に取替えて、定格出力で運転しエンジンの性能を確認した。またPU制御弁の作動によるエンジン運転状態の変化を調査した。

一方10トンエンジン試験は7トンエンジン試験での開発経過を生かして次のような開発手順を採った。

1. 起動試験

2. 定格出力の80%運転試験

3. 定格出力試験

当初7トンエンジンと同様に、第3段階までの試験をエンジン試験で行う予定であったが、エンジン試験では起動特性の把握に留まったため、第2、第3段階の試験はステージタンクと組合せたステージ試験で実施した。この間の経過については宇宙輸送シンポジウム[8]で詳しく報告した。

III-3. 運転方法

エンジン試験とステージ試験によって確立したエンジンの運転方法をまとめた。ここで

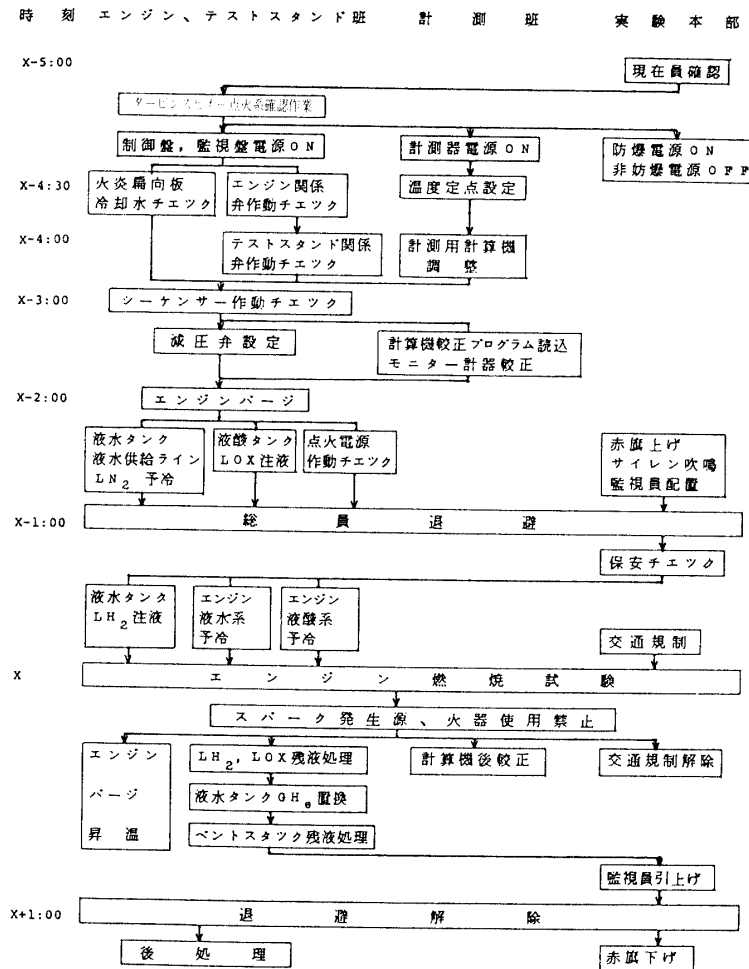
は、燃焼試験前のチェックと試験当日の作業、および試験時の運転に分けて述べる。

III-3-1. 燃焼試験前のチェック

エンジン燃焼試験に先立ち、次のような各種のチェックと試験を行う。

- ① 操作、計測系のチェック
- ② エンジンシステムの機能試験
- ③ 点火器試験
- ④ 総合気密チェック

①は、操作計測系の電流が供試体やテストスタンドに流れていないことを確認し、また、計測器が相互に干渉しないことを確認するために行うチェックである。同様なチェックは固体ロケットの燃焼試験前にも実施しているが、液水/液酸エンジンでは、爆発性がある水素と強い支燃性を持つ酸素を用いること、また点火プラグ用に高電圧電源を使用することから、約一日かけて入念なチェックを行う。②では、エンジン各部に供給されるパージおよびシールガスの流量チェックを、試験設備あるいはステージタンクに取付けた状態で行うもので、計画流量が確保されていることを確認する。③では、燃焼器用点火器とノズル



第25図 液水/液酸エンジンシステム試験スケジュール

出口トーチについて単体での作動確認試験を行う。④は計測センサーの取付けが終了した運転直前の状態において、エンジンおよび試験設備に対して実施する気密試験である。

III-3-2. 燃焼試験当日の作業

試験を行うための準備作業はできる限り前日に実施した。図 25 に試験当日の主な作業スケジュールを示す。図の左端に予定時刻を示した。試験に至るまでの特に重要な項目は次の3つである。

- 1) エンジンシステムパージ
- 2) 試験設備タンクへの液水、液酸の注液
- 3) エンジン予冷

エンジンシステムパージ

運転時不純物（水分、空気、窒素ガス等）の凝縮する箇所のないようヘリウムガスを用いてエンジンのパージを行う。パージは各部に応じた圧力で加圧、減圧を繰り返すことにより行い、特に差圧導管等の細管についてはヘリウムガスを流しながら十分パージを行った。エンジン試験で採用したパージ方法を表 12 に示す。

表 12 パージ方法

	加圧圧力	パージ回数
液水タンク	2.0 kgf/cm ² G	6 回((前日 5 回, 当日 1 回))
液酸タンク※	2.0 kgf/cm ² G	6 回((前日 5 回, 当日 1 回))
液水ポンク	3.5 kgf/cm ² G	5 回
液酸ポンク	3.5 kgf/cm ² G	5 回

※ エンジン試験ではパージガスとして窒素ガスを使用した。

試験設備タンクへの液水、液酸の注液

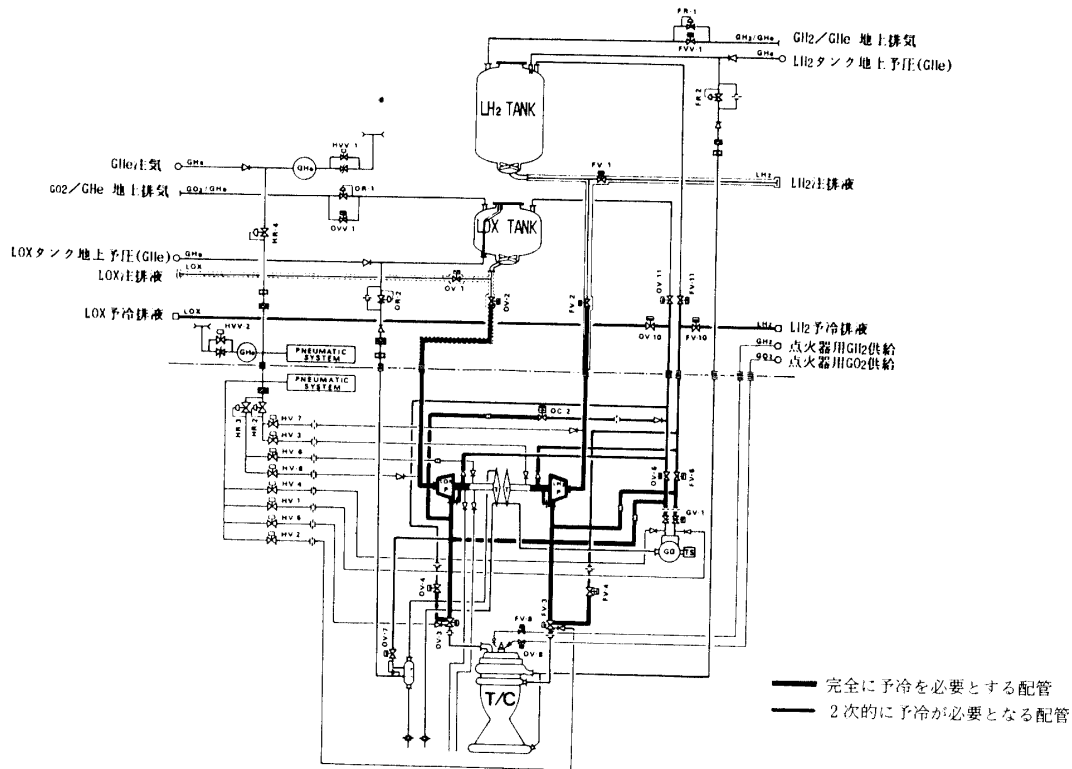
液水ランタンクは真空断熱の二重壁であり、注液前に内筒ジャケットに液体窒素を充填して予冷する。液水ランタンクの予冷と並行して、液酸ランタンクには液体酸素の注液を行う。注液は約 20 分で終了する。その後、試験開始まで約二時間放置し、液温が沸点近くまで低下することを確認する。これは熱容量の大きなタンクに対しては特に重要な手順であり、タンク壁の冷却が十分でない場合には、エンジン起動時に液酸ポンプの過回転を引き起こす原因となる。一方、液体水素の注液はランタンク内筒が 110 K まで予冷された後に行なう。注液に要する時間は約 55 分である。

同様の地上供給設備を用いて行ったステージ試験の結果、この注液速度、充填損失はタンクの排気弁口径 (C_v 値) に大きく左右されることがわかった。これはタンク内で蒸発するガスの排気能力の違いによって、タンクに導かれる液水、液酸の量が制限されるためと考えられる。ステージ試験における注液結果は、本特集号の「液水/液酸ステージシステムの開発」[9]に示した。

エンジンの予冷

エンジン起動可能状態を作り上げるために、タンク内に充填した液水、液酸をエンジン

に導き、予冷を行う。注液終了後できる限り速やかに燃焼試験を実施するため、液水の注液終了と同時にエンジンの予冷が終了となるよう配慮し、その開始時間を決定する。正常な場合には25~30分で終了する。予冷を行う場合、水素系と酸素系が同時に進行するよう、またエンジン各部が一様に予冷されるようにランタンク圧力の調節、および4個の予冷弁とPU制御弁を操作する。予冷部分を図26に示す。



第26図 予冷を必要とするエンジン系の配管

予冷状況および予冷完了の判断は表13に示す10点の温度をモニターにして行う。これらの温度はマイコンによって処理され[10]、ディスプレイ上にアナログ量とデジタル量で表示される。

表13 エンジン予冷時のモニター項目と判断基準

モニター項目	判断
液水ポンプ入口温度	25 K 以下
液水ポンプポンプ側ベアリング外輪温度	70 K 以下
液水ポンプタービン側ベアリング外輪温度	70 K 以下
液酸ポンプ入口温度	96 K 以下
液酸ポンプポンプ側ベアリング外輪温度	110 K 以下
液酸ポンプタービン側ベアリング外輪温度	110 K 以下
燃焼器液体水素供給ライン配管外壁温度	70 K 以下
燃焼器液体酸素供給ライン配管外壁温度	110 K 以下
ガスジェネレーター液体水素供給ライン配管外壁温度	70 K 以下
ガスジェネレーター液体酸素供給ライン配管外壁温度	110 K 以下

III-3-3. エンジン燃焼試験時の運転操作

運転シーケンス

エンジンの予冷運転までは手動操作によって行い、試験開始の50秒前から試験設備のシーケンサーによって自動的に運転する。7トン級および10トン級エンジンに共通した運転操作を次にしめす。この操作法はステージ試験において確立した最終的なものである。

〔起動シーケンス〕

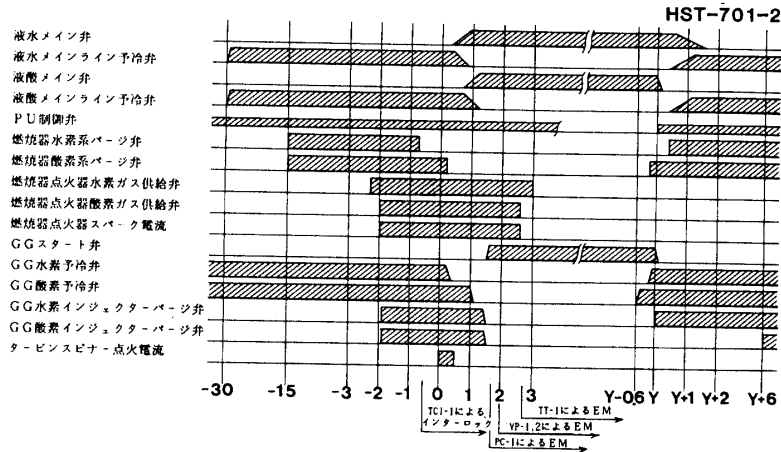
1. エンジン起動25秒前からメインライン予冷弁を開き、最終的なエンジン起動可能状態を作り上げる。この予冷操作は燃焼器の燃焼開始直後まで行い、燃焼開始時の供給系の乱れを抑える。
2. 起動直前にメイン弁下流側（燃焼器インジェクター）のパージを行う。
3. 燃焼器の点火器が正常に作動しない場合には、タービンスピナーの点火以前にシーケンサーを停止（インターロック）する。このため点火器は起動2秒前に作動を開始し、エンジン起動後2～3秒で停止する。
4. タービンスピナーの燃焼ガスにより、ガスジェネレーターのインジェクターが汚染されるのを防ぐため、タービンスピナー点火直前からガスジェネレーター始動弁を開くまで、ヘリウムガスでインジェクターをパージする。
5. タービンスピナー点火と同時に液水メイン弁を開く。液酸メイン弁は着火初期の混合比が必要以上に高くないように、液水、液酸ポンプの吐出圧力がほぼ同程度になるのを待って開き、燃焼を開始させる。
6. タービンスピナー点火後、7トン級では約1.4秒後、10トン級では約0.8秒後にガスジェネレーター始動弁を開き、自励運転に移行させる。

〔停止シーケンス〕

1. ガスジェネレーターの始動弁を閉じる前に、ガスジェネレーター液酸予冷弁を開き、ガスジェネレーターの燃焼圧力と混合比を下げ、エンジン出力を低下させる。
2. ガスジェネレーター始動弁を閉じ、エンジンを停止する。
3. ガスジェネレーター燃焼停止時のサーマルスパイクを抑えるため、ガスジェネレーター始動弁を閉めた直後（0.1秒以内）に水素インジェクタードームのパージを開始し、その後約6秒間において酸素インジェクタードームをパージする〔5〕。
4. 液酸メイン弁はガスジェネレーター始動弁と同時に閉じ、その後約0.5秒遅れて液水メイン弁を閉じ始める。
5. エンジン停止後の燃焼器の後燃えを防止するため、水素系、酸素系ともメイン弁を閉じる直前からインジェクターパージ弁を開き、ドーム内の残留推進剤を速やかにパージする。
6. メイン弁が全閉になる前にメインライン予冷弁を開き、ポンプの空転を避ける。

エンジンシステムに用いている弁は、すべてポペット弁であり、無負荷時における作動速度は0.1秒～0.5秒に調整されている。シーケンサーは0.1秒間隔で上記各操作の時間設定が可能であり、起動特性、停止特性の異なる2種類のエンジンシステムを自動的に運転する。

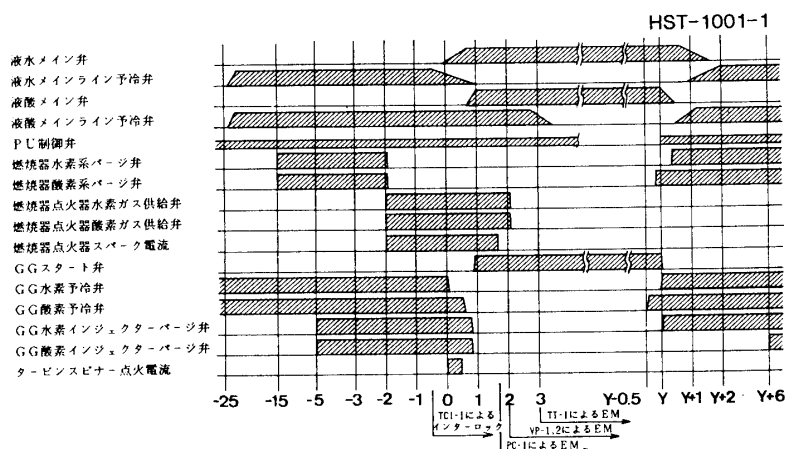
図 27 と表 14 に 7 トンエンジンの典型的な起動・停止シーケンスを示す。
 図 28 と表 15 に 10 トンエンジンの典型的な起動・停止シーケンスを示す。



第 27 図 推力 7 トン級ステージ燃焼試験タイムシーケンス

表 14 ES-702 エンジンの典型的な起動・停止シーケンス

(エンジンの起動シーケンス)		(エンジン停止シーケンス)	
X-30 s	液水/液酸メインライン予冷弁開	Y-0.6 s	ガスジェネレーター酸素予冷弁開
X-15	燃焼器水素/酸素系パージ開始	Y-0.2	燃焼器酸素系パージ開始
X-2.3	燃焼器点火器水素ガス供給開始		ガスジェネレーター水素予冷弁開
X-2	燃焼器点火器酸素ガス供給開始	Y	ガスジェネレーター始動弁閉
	燃焼器点火プラグ ON		液酸メイン弁閉り始め
X-1.9	ガスジェネレーターインジェクターパージ開始		ガスジェネレーター水素インジェクターパージ開始
X-0.7	燃焼器水素系パージ停止	Y+0.2	液酸メイン弁全閉
X+0.1	タービンスピナー着火	Y+0.4	燃焼器水素系パージ開始
X+0.2	ガスジェネレーター水素予冷弁閉		液酸メインライン予冷弁開き始め
	燃焼器酸素パージ弁閉	Y+0.6	液水メイン弁閉り始め
X+0.25	液水メイン弁開き始め		液水メインライン予冷弁開き始め
X+0.37	液水メインライン予冷弁閉り始め	Y+0.7	熱交換器液酸供給弁閉
X+0.5	熱交換器液酸供給開始	Y+1.1	液酸メインライン予冷弁全開
X+0.7	液酸メイン弁開き始め	Y+1.2	液水メインライン予冷弁全開
	液酸メインライン予冷弁閉り始め	Y+1.6	液水メイン弁全閉
X+0.9	液水メイン弁全開	Y+6	ガスジェネレーター酸素インジェクターパージ開始
	液水メインライン予冷弁全閉		
X+1	ガスジェネレーター酸素予冷弁閉		
X+1.25	液酸メイン弁全開		
	液酸メインライン予冷弁全閉		
X+1.46	ガスジェネレーターインジェクターパージ終了		
X+1.5	ガスジェネレータースタート弁開		
X+2.6	燃焼器点火プラグ OFF		
	燃焼器点火器酸素供給弁閉		
X+3	燃焼器点火器水素供給弁閉		



第28図 推力10トン級ステージ燃焼試験タイムシーケンス

表15 ES-1001 エンジンの典型的な起動・停止シーケンス

(エンジンの起動シーケンス)		(エンジン停止シーケンス)	
X-25s	液水/液酸メインライン予冷弁開	Y-0.6	ガスジェネレータ酸素予冷弁開
X-15	燃焼器水素/酸素系パージ開始	Y-0.15	燃焼器酸素系パージ開始
X-4.9	ガスジェネレータインジェクターパージ開始	Y-0.1	ガスジェネレータ水素予冷弁開
X-2	燃焼器点火器水素ガス供給開始	Y	ガスジェネレータスタート弁閉
X-2	燃焼器点火器酸素ガス供給開始		酸素メイン弁閉り始め
X-2	燃焼器点火プラグ ON		ガスジェネレータ水素インジェクターパージ開始
X-1.9	燃焼器水素系パージ停止	Y+0.4	燃焼器水素系パージ開始
X-1.9	燃焼器酸素系パージ停止	Y+0.5	液酸メイン弁全閉
X-0.09	液水メイン弁開き始め	Y+0.5	液酸メインライン予冷弁開き始め
X	タービンスピナー着火	Y+0.5	熱交換器液酸供給弁閉
X+0.1	ガスジェネレータ水素予冷弁閉	Y+0.65	液水メイン弁閉り始め
X+0.31	熱交換器液酸供給開始	Y+0.9	液水メインライン予冷弁開き始め
X+0.4	液水メインライン予冷弁閉り始め	Y+1.2	液酸メインライン予冷弁全開
X+0.63	ガスジェネレータ酸素予冷弁閉	Y+1.7	液水メイン弁全閉
X+0.69	液酸メイン弁開き始め	Y+2.0	液水メインライン予冷弁全開
X+0.7	液水メイン弁全開	Y+6	ガスジェネレータ酸素インジェクターパージ開始
X+0.83	ガスジェネレータインジェクターパージ終了		
X+0.94	ガスジェネレータスタート弁開		
X+1.0	液水メインライン予冷弁全閉		
X+1.0	液酸メイン弁全開		
X+1.7	燃焼器点火プラグ OFF		
X+2.1	燃焼器点火器酸素供給弁閉		
X+2.1	燃焼器点火器水素供給弁閉		
X+2.8	液酸メインライン予冷弁閉り始め		
X+3.5	液酸メイン予冷弁全閉		

なお、運転時にはエンジン各部の圧力、温度、振動、回転数などをモニターし、一定の基準値から外れた場合には、自動または手動で運転の非常停止あるいはインターロックをかけている。この項目と判断基準を表16に示す。また、図29にその判断時刻を示した「EM・インターロック系のフロー図」を示す。

IV. エンジンの制御方法と運転結果

ロケットエンジンは地上で使用するパワープラントに比較してその出力密度は著しく大きく、これに用いる材料はそのほとんどが限界に近い状態で使用されている。しかもロケットエンジンの起動と停止は極めて短時間に行う必要があることから、解析的にも予測することが難しい起動と停止の過渡期は、ロケットエンジンの運転において最も危険な時期であると言える。したがって、ロケットエンジンの開発では、起動から定常状態および定

表16 エンジン運転時の非常停止、インターロック項目とその基準

(ステージ試験用)

非常停止、インターロック項目	処 置	HST-701 試験の基準	HST-1001 試験の基準
〔自動操作による項目〕			
液水ポンプ回転数 R -1	非常停止	46000 rpm 以上	50000 rpm 以上
液酸ポンプ回転数 R -2	非常停止	22000 rpm 以上	29000 rpm 以上
液水ポンプ振動 VP -2	非常停止	40 G以上 (2000 Hz 以下)	40 G 以上 (2000 Hz 以下)
液酸ポンプ振動 VP -1	非常停止	40 G以上 (")	40 G 以上 (")
主燃焼室圧力 Pc -1	非常停止	2 kgf/cm ² G以下	2 kgf/cm ² G以下
液水タンク圧力 PTH -1	非常停止	0.5 以下, 5 kgf/cm ² G以上	0.5 以下, 5 kgf/cm ² G以上
液酸タンク圧力 PTO -1	非常停止	0.5 以下, 5 kgf/cm ² G以上	0.5 以下, 5 kgf/cm ² G以上
タービン入口ガス温度 TT -1	非常停止	150 °C 以下, 800 °C 以上	150 °C 以下, 800 °C 以上
点火器燃焼温度 TCI -1	インターロック		200 °C 以下
点火器燃焼圧力 PCI -1	インターロック	6 kgf/cm ² G以下	
〔手動操作による項目〕			
ポンプベアリング温度 (4点)	非常停止	急激な上昇	急激な上昇
液水タンク液位	非常停止	No.1 ホットワイヤの液位以下	No.1 ホットワイヤの液位以下
液酸タンク液位	非常停止	No.1 ホットワイヤの液位以下	No.1 ホットワイヤの液位以下
モニターテレビによる監視	非常停止	目視により出火等の異常を判断	目視により出火等の異常を判断

常から停止状態への数秒間を綿密に調査することがまず第一に重要な課題となる。

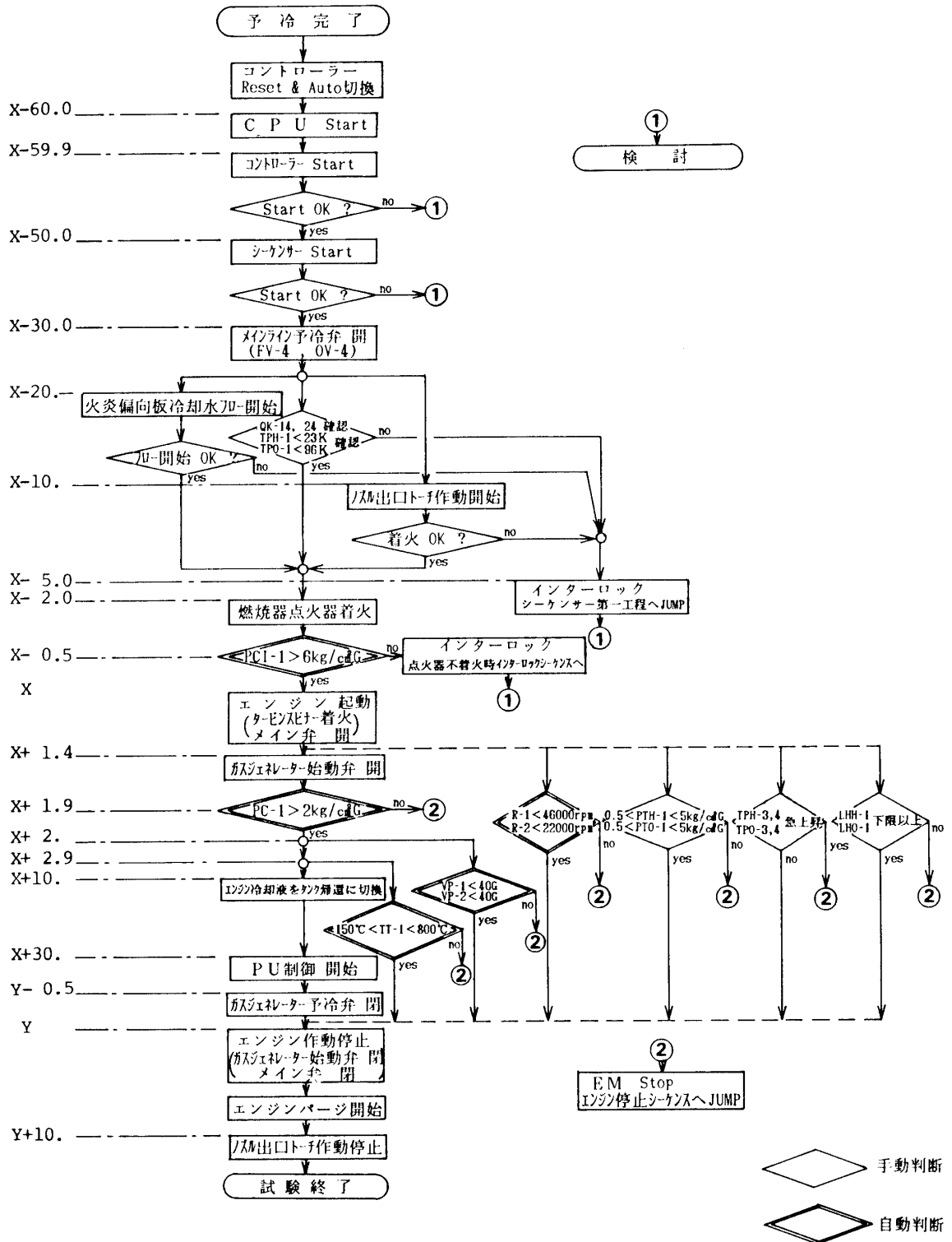
以下に、宇宙研が開発したエンジンの制御方法と、完成に至るまでの起動、停止シーケンスの変更経過を示し、開発したエンジンの起動、停止特性および定常状態におけるエンジンの性能について述べる。

IV-1. 宇宙研が開発したエンジンシステムの制御方法

起動時における制御

宇宙研方式のターボポンプは、そのタービン部の独特な構造故に、一般の独立二軸直列タービン方式のターボポンプ (J-2, NASDA LE-5) が備えているような、タービン駆動ガスバイパス弁を持っていない。このため、ターボポンプ起動時の制御は、ポンプの負荷側を制御することによって行う。

再生冷却方式の液水/液酸燃焼器では、起動の過渡状態において燃焼器の燃焼室 (主燃焼室) 壁が熱的損傷を受けないよう、一般に液水リードのシーケンスを採用している。また、独立二軸方式の液水/液酸ターボポンプでは、タービン駆動ガスをバイパスしない場合、負



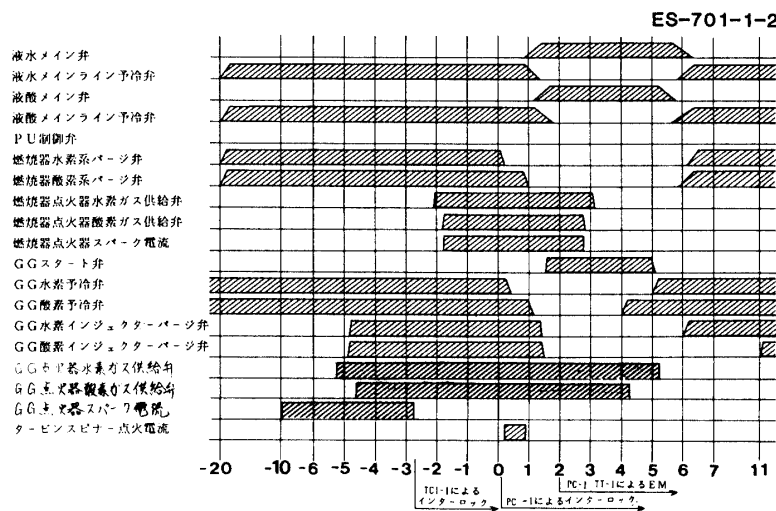
第29図 HST-701 ステージ燃焼試験におけるEM, インターロック系フロー

荷の大きさや慣性モーメントの違いから、液水ポンプに比べ液酸ポンプの方が起動速度が早い。このため、液酸ポンプは起動初期においてメイン弁を閉じた状態で運転することが必要となる。しかし、完全な閉切り状態での運転は、ポンプ負荷が小さくなり、吐出圧の上昇と、回転数の上昇を引き起こし、ポンプの設計強度を越える可能性があるため、メイン弁上流直近部に取り付けられたメインライン予冷弁をメイン弁とオーバーラップさせることによって、閉切り状態での運転を避けている。

また、ガスジェネレーターの燃焼を開始させるには、適正な混合比が得られるよう、液水ポンプの吐出圧が液酸ポンプの吐出圧を上回っていることが必要であるが、主燃焼室内圧がない場合には、この条件が満足されない*ところから、ガスジェネレーター始動弁を開く前に主燃焼室での燃焼を開始させている。

タービンスピナー作動中は、燃焼成生物によってガスジェネレーターのインジェクタードームが汚染されないように、インジェクター側からヘリウムガスでパージを行う。このパージ圧はタービンスピナー燃焼中のガスジェネレーター燃焼室圧力より、 $1\sim 2\text{ kgf/cm}^2$ 上回る値に設定している[11]。タービンスピナー点火後、7トンエンジンでは1.4秒後に、また10トンエンジンでは0.8秒後にガスジェネレーターの燃焼を開始し、ターボポンプの回転数は自動的に上昇を開始する。ヘリウムガスによるガスジェネレーターのインジェクターパージは、ガスジェネレーター始動弁が開くと同時に停止される。

以上のような起動時の制御は、2秒前後で行う必要があり、各操作のわずかなずれが、起動特性に大きな影響を与える。図30に7トン級エンジンの起動試験(ES-701-1-2)のシーケンスを示す。燃焼時間は約5秒、燃焼器着火の判断は、タービンスピナー点火後1.7秒に主燃焼室内圧を用いて行うことにした。各弁に対してハッチングされた時間帯が「開」状態を示している。しかし、第1回目の起動試験では予冷が不十分であったため、シーケ



第30図 7トンエンジン起動試験シーケンス

* 主燃焼室内圧がない場合

液水ポンプ：液水メイン弁が開いているため、流量は増加するが吐出圧は低い

液酸ポンプ：液酸メイン弁は閉じたままのため、流量は少なく吐出圧が高い

ンスの妥当性を確認するには至らず、ガスジェネレーター始動弁が開く前に、液酸ポンプ回転数が運転非常停止 (EM stop) 基準値を越え、運転を停止した。試験結果では液酸ポンプの吐出圧が上昇しておらず、吸込流量も皆無に近い状態であったことが確認された。以後のシーケンス変更経過を表 17 に示す。起動試験を含め、4 回目の試験でほぼ最終的なシーケンスを確立したが、その変更点はほとんどがエンジン起動可能状態を作り出す (予冷を確実にを行う) ためのものであった。その内で、⑤と⑥の変更点が、7 トンエンジンシーケンスを確立する上で一つのポイントとなった。以後、ステージ試験に至るまで同様のシーケンスを採用している。最終的なシーケンスは「運転方法」の項に示した。

表 18 に予冷特性の改善経過を示す。表 17 に示したシーケンス変更経過とともに、エンジンの予冷状態が起動特性を大きく左右する。エンジン予冷試験、起動試験を通じて確認されたことを次に示す。

表 17 7 トン級エンジンの起動シーケンス変更経過

シ ー ケ ン ス 変 更 点	変更後の試験結果
(ES-701-1-3 エンジン試験) ① エンジン起動 1 分前より液酸メインライン予冷弁 (OV-4) を開く。 ② 液水メインライン予冷弁 (FV-4) を エンジン起動前 30 秒 (X-30 秒) に開く。 ③ PU 弁 (OC-2) を予冷シーケンスに加える。(OV-4 と同様のシーケンスを適用する。) ④ 試験設備の供給ラインガス抜き弁 (RV-110, RV-210) を X-30 秒から 20 秒間開く。 —①, ③, ④ は液酸供給ラインを十分予冷するため。 —②, ④ は液水供給ラインを十分予冷するため。	液水、液酸ポンプのNPSH は常に正の状態を維持することができ、TS から GG への移行の状況を調査できた。 GG に作動が移行した後、1 秒後にタービンノズル入口温度 (TT-1) が EM 基準値の下限を 40° 下回った。
(ES-701-2-1 エンジン試験) ⑤ ガスジェネレーター始動弁 (GV-1) を開くタイミングを 0.1 秒早める。 — GG 作動開始時の混合比を上げるため。 ⑥ 液水/液酸メイン弁 (FV-3, OV-3) の開時刻を 0.4 秒早める。これに伴ない FV-4, OV-4 および T/C インジェクターバーズ弁 (RV-417, RV-427) も、その動作を 0.4 秒早める。 — 前試験において有負荷時の動作遅れ時間が計画値よりも 0.4 秒大きかったため。	ニューマチック弁駆動圧力が低下したため、X+2.8 秒で運転停止。
(ES-701-2-2 エンジン試験) ⑦ PU 弁を予冷シーケンスから外す。(全閉のまま保持) ⑧ OV-4 の開時刻を X-50 秒に変更 ⑨ FV-4, RV-417, RV-427 の開時刻を X-15 秒に変更 ⑩ RV-212, RV-110 の開時刻を X-15 から X-10.3 秒までの 4.7 秒間に変更 — 配管断熱施行によって予冷流量を十分確保できる見通しがついたため。	起動、定常、停止ともに正常に作動した。

表 18 7トン級エンジン運転時の予冷特性改善経過

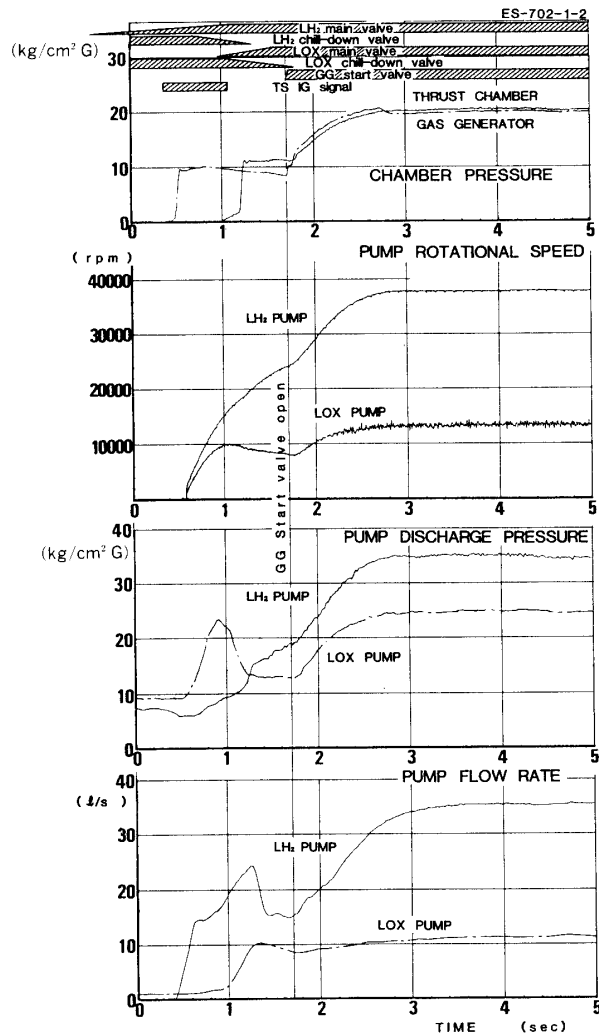
変更点（シーケンス変更点を除く）	変更後の試験結果
(ES-701-1-2 エンジン試験) ① エンジン予冷時のタンク圧力は極力低い圧力に保つ。(液水タンク: 0.8~1.0 kgf/cm ² G, 液酸タンク 1~1.5 kgf/cm ² G) — 液温の上昇を防ぐため。 ② エンジン予冷時, メインライン予冷弁(FV-4, OV-4)を多用する。 — ポンプからのメイン弁までの配管を十分予冷するため。 ③ 試験設備の予冷液排出ラインをグラスウールによって断熱する。 — 配管内でのベーパーロックを防ぐため。	予冷がまだ十分でなく, エンジン起動時に液酸ポンプが空転した。従来行って来たターボポンプ試験に比べ, ポンプ入口温度が酸素系で約10K, 水素系で約4K高い。
(ES-701-1-3 エンジン試験) ④ OV-4下流側のオリフィス(HO-1)を取外す。 ⑤ 液酸予冷液排出ラインをベントスタックに至るまで簡易断熱する。 ⑥ 酸素系の予冷時間を長くする。(液水をランタンクに注液する以前から行う)。 —④~⑥いずれも酸素系の予冷特性を改善するため。	液水, 液酸ポンプとも予冷を十分に行うことができた。ポンプのNPSHは常に正の状態を維持でき, ポンプは正常に作動した。 GGに作動が移行した後, 1秒後にタービンノズル入口温度がEM基準値の下限を40°下回った。
(ES-701-2-1 エンジン試験) ⑦ GG液酸排液ライン(OV-6下流側)を1/4"から1/2"に配管口径を上げる。 — GG液酸供給ラインの予冷を確実に行うため ⑧ 試験設備の供給系枝管部分(RV-112, RV-110, RV-212, RV-210 回り)の断熱施行 ⑨ 予冷液排出ライン保冷の全面的手直し —⑧, ⑨試験設備系の冷却特性改善のため	十分な予冷を行うことができた。またX直前の予冷時間を短縮できる見通しがあった。

- エンジン起動可能状態を確立するためには, 試験設備の液水, 液酸供給ラインだけでなく, エンジンから試験設備に排液するラインについても断熱施行をして, 配管内でのベーパーロックを防ぎ, 十分な予冷流量を確保する必要がある。特に液体酸素の供給, および排液ラインは徹底した断熱施行を施す必要がある。
- エンジン起動時のポンプの空転を避けるため, 起動直前におけるポンプ入口温度は, 次の値以下になるまで予冷する必要がある。

液水ポンプ入口温度 25 K 以下

液酸ポンプ入口温度 96 K 以下

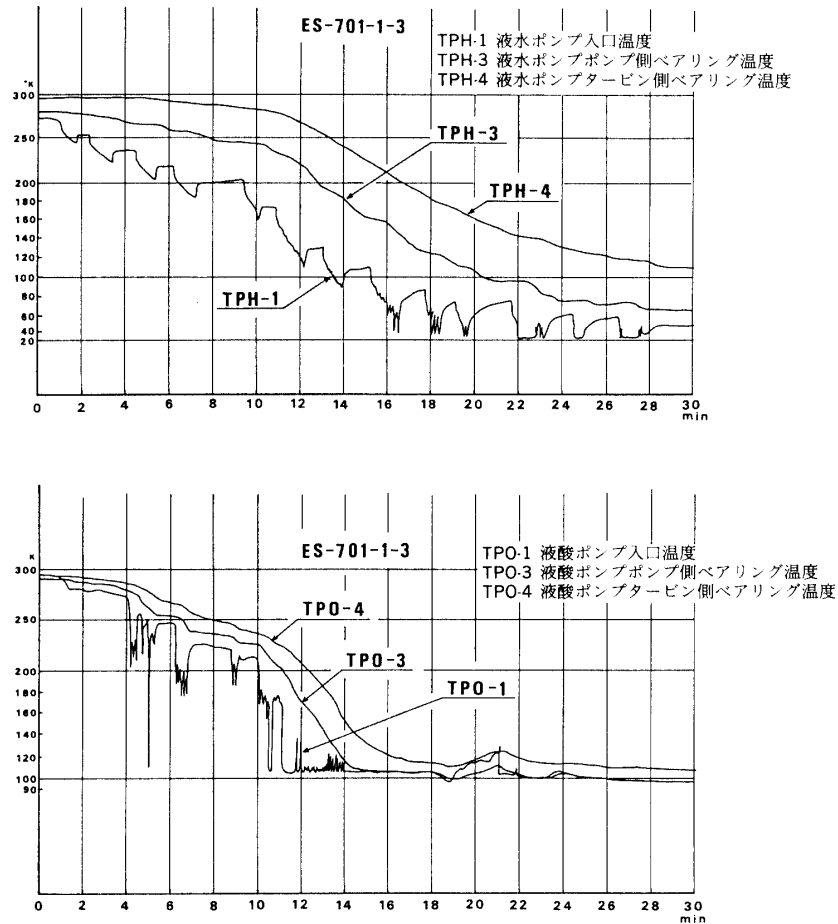
ES-702-2 エンジン試験におけるエンジン起動状態を図 31 に示す。また, 図 32~33 に, エンジン試験(ES-701-1-3)と, ステージ試験(HST-701-2-2)における予冷経過を示した。図 34 に 10 トンエンジンの起動試験シーケンス(ES-1001-1-1)を示す。7 トンエンジンシーケンスと異なる点は, ターボポンプの起動速度が7 トン級に比べて早いことから, メ



第31図 ES-702-2 エンジン試験におけるエンジン起動状態

イン弁閉切状態での液酸ポンプ運転時間を極力短くするために、液水、液酸メイン弁の開時刻を0.5秒早めたことである。また、ガスジェネレーターへの作動切換時刻は前述のように、TP-1002ターボポンプ総合試験結果より、タービンスピナー点火後0.8秒とした。

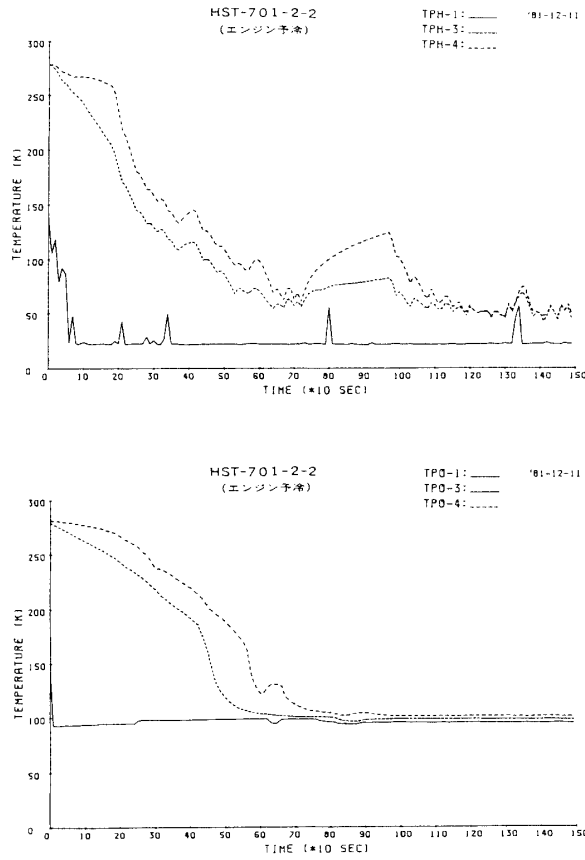
第1回目の試験ではエンジン系の予冷が十分でなく（起動時のポンプ入口温度；水素系26 K、酸素系96 K）、タービンの運転がタービンスピナーからガスジェネレーターに切替った直後に、液水ポンプ回転数がEM基準値を越え、運転を停止した。また、燃焼器回りの弁の作動タイミングを早めたことによって、メイン弁閉切り状態でのポンプの運転は避けられたものの、液水、液酸ポンプの起動速度の違いが、そのまま主燃焼室における燃焼状態に反映されることになり、起動初期の0.3秒間燃焼器の混合比が異常に上昇した。表19～20に起動シーケンスの変更経過と予冷特性の改善経過を示す。3回目の燃焼試験（ES-1001-1-3）において、④のような変更を行い、液酸ポンプ吐出ラインから液体酸素をエンジン外にバイパスさせることによって燃焼器の混合比を下げ、起動時のオーバーシュート



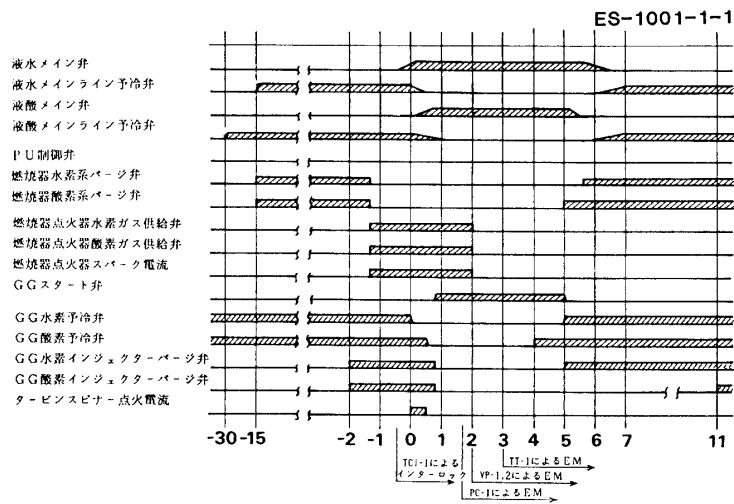
第32図 ES-701-1-3エンジン試験における予冷経過

現象を抑えることに成功した。ステージ試験では若干の変更を加えたが、起動シーケンスとしてはほぼこの試験で確立することができた。図35にES-1001-1-3試験における試験結果を示す。

なお、予冷が十分に行えなかった原因としては、再生冷却用の水素の流れ方向が7トンエンジンと逆であることから、ポンプ吐出ラインと予冷ラインの配管経路が異なっており、このため、予冷排液がメインライン予冷弁の直後で干渉し合うためと考えられた。エンジン試験では、応急的に表20の②に示したような処置を取り、最終的にはステージ試験において③のような変更を施すことにより、予冷特性を改善することができた。



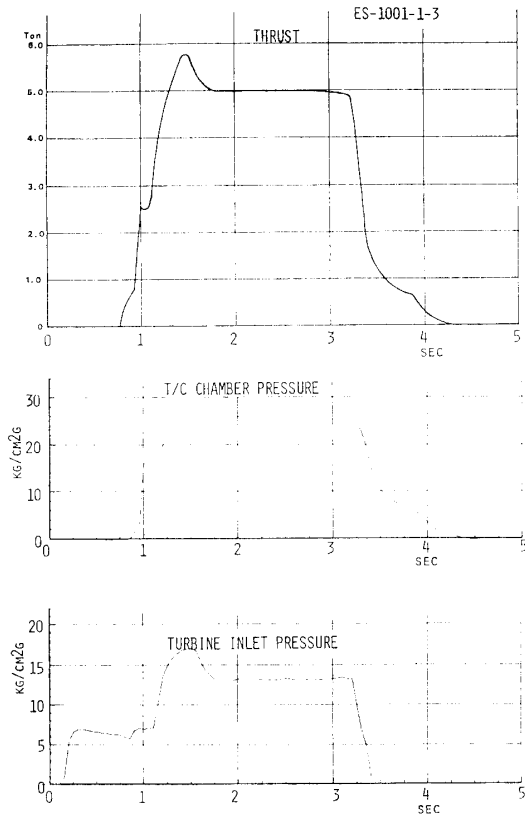
第33図 7トン級ステージ試験における予冷経過



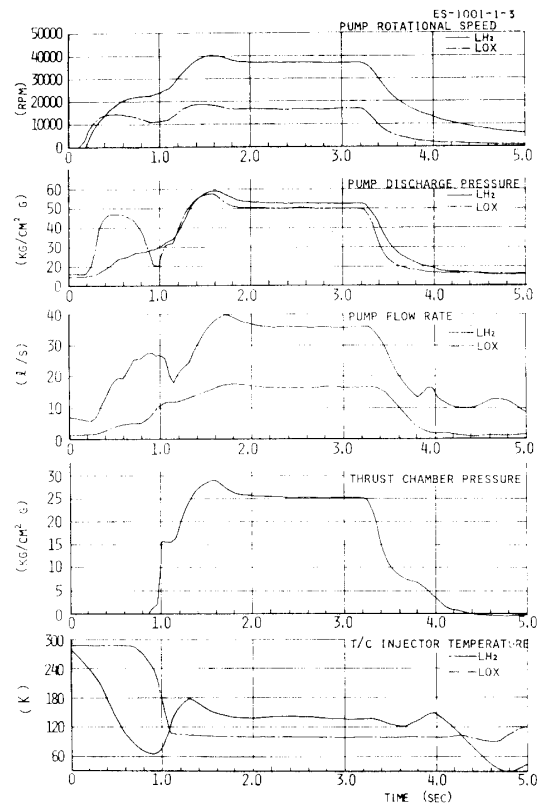
第34図 10トンエンジン起動試験シーケンス

表 19 10 トン級エンジンの起動シーケンス変更経過

シ ー ケ ン ス 変 更 点	変更後の試験結果
<p>(ES-1001-1-2 エンジン試験)</p> <p>① 液水/液酸メイン弁(FV-3, OV-3)の開時刻を0.5秒遅くする。これに伴い、メインライン予冷弁(FV-4, OV-4)と燃焼器不着火検出時刻も0.5秒後にシフトする。 — 起動初期, 主燃焼室での混合比が高くなるのを防ぐため</p> <p>② 液水メインライン予冷弁(FV-4)を用いて行う予冷を15秒間延長して, X-30秒からとする。 — 7トンエンジン試験時に比べ, タンク圧が低い分だけ低下した予冷流量を十分確保するため。</p>	<p>ES-1001-1-1 試験に比べ液水ポンプ回転を抑えることができた。また, メイン弁閉切状態における液酸ポンプの吐出圧・回転数の上昇は許容できる値であることを確認した。</p> <p>起動初期における主燃焼室内の混合比は依然として高かった。</p> <p>液水ポンプがEM基準値を越え, X+1.61秒で運転を停止した。</p>
<p>(ES-1001-1-3 エンジン試験)</p> <p>③ 定常時における目標出力を定格の80%に変更。</p> <p>④ OV-4 をエンジン起動後2秒間, 開いたままとする。 — 起動時における主燃焼室内混合比を下げ, 液水ポンプのオーバーシュートを避けるため。</p> <p>⑤ FV-3 の開タイミングを0.3秒早める。 — 前試験において計画した時期より遅れたため。</p> <p>⑥ OV-3 を開く時期を0.2秒早める。 — GGの着火が干渉を受けないよう, GG始動弁開の前にOV-3を全開とするため。</p> <p>⑦ PU弁全開でエンジンを起動する。 — ④と同じ理由。</p>	<p>起動初期のオーバーシュートを完全に抑えることはできなかったが, 定常状態への移行過程を確認することができた。</p>
<p>(HST-1001-1-1 ステージ試験)</p> <p>⑧ エンジン起動前の予冷開始時刻を液水系, 液酸系とも25秒間とした。 — 十分な予冷を行うため。</p> <p>⑨ OV-3 の開時刻を0.1秒早める。 — ⑥と同じ理由。</p> <p>⑩ エンジン起動時におけるOV-4の開き始めを0.3秒遅くする。 — ④をさらに確実に行うため。</p> <p>⑪ GGインジェクターパージ開始時刻を3秒早める。 — タービンディスクの過冷却を防止し, タービンスピナ着火時の熱衝撃を緩和する。</p> <p>⑫ 燃焼器用点火器の作動開始時刻を0.7秒早めて, X-2秒~X+2秒の4秒間作動させる。 — 作動確認時刻確保のため。</p>	<p>起動, 定常, 停止ともに正常に作動した。</p> <p>主燃焼室圧力のオーバーシュートは約6%であった。</p>



第35図 (a) ES-1001-1-3 試験結果その1



第35図 (b) ES-1001-1-3 試験結果その2

表 20 10 トンエンジン運転時の予冷特性改善経過

変更点 (シーケンスを除く)	変更後の試験結果
(ES-1001-1-2 エンジン試験) ① ポンプNPSHを大きくするため、タンク圧力を 0.5kgf/cm ² 高くする。	タービンの駆動がガスジェネレーターの燃焼ガスに切替った約0.8秒後(X+1.69秒)に液水ポンプ回転数がEM値を越え、運転を停止した
(ES-1001-1-3 エンジン試験) ② 液水、液酸メインライン予冷弁の出口ラインを独立にする。 — 予冷液排液ラインにおける干渉を防ぎ、圧損を減らして十分な予冷流量を確保するため。	起動に成功し、定常状態への移行を確認した。 起動時のオーバーシュートは主燃焼室圧力で約17%であった。
(HST-1001-1-1 ステージ試験) ③ 予冷排液管の口径を3/4 インチから1インチに変更し、ES-1001-1-3 以前の配管ルートに復旧した。	起動、定常、停止ともに正常に作動した。 主燃焼室圧力のオーバーシュートは約6%であった。

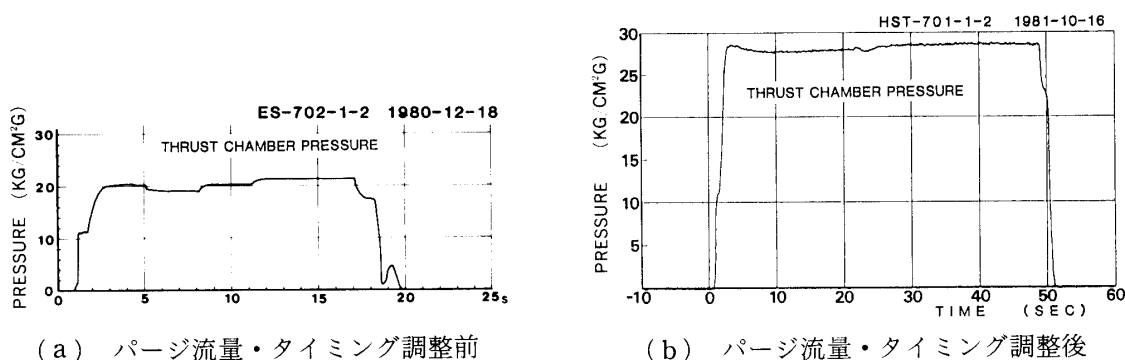
停止時における制御

エンジン停止時にはガスジェネレーター始動弁を閉じる前に、ガスジェネレーター液酸供給ライン予冷弁をまず開き、ガスジェネレーターの燃焼圧力と混合比を下げてからエンジンの停止を行っている。この操作は、7トン級、10トン級に共通な操作で、起動試験で用いた停止シーケンスもまったく同じものである。その後大きな不具合が生じなかったことから、ES-701-2-2試験までシーケンスの変更を行わなかった。表21に停止シーケンスの変更経過を示す。

停止時には、エンジンの後燃えとガスジェネレーター燃焼停止時のサーマルスパイクの発生を抑える必要がある。7トンエンジン試験では液体酸素メイン弁(OV-3)が全閉となった後、燃焼器内圧で約4~5 kgf/cm² G, 推力にして約500~600 kgf程度の後燃えが見られた。このためステージ試験ではパージ流量を増加し、かつ②のようなパージタイミングの変更を行った。図36 a, bに変更前後の燃焼器内圧曲線を示す。パージ流量は、表11に示

表21 停止シーケンス変更経過

停止シーケンス変更点	変更後の試験結果
(ES-702-1-2 エンジン試験) ① エンジン停止信号(Y)の後0.7秒間点火器水素ガス供給弁を開く。 — 点火器内温度がエンジン停止時に上昇するのを防ぐため。	点火器内温度の上昇を抑えることができた。
(HST-701-1-2 ステージ試験) ② 燃焼器水素系パージ弁を開く時期を0.2秒早める。 また、酸素系パージ弁も開く時期を0.5秒早める。 (同時にパージ流量を増加した。) — エンジン停止時、主燃焼室における後燃えを防止するため。	良好な停止特性を示し、エンジン試験で見られた後燃えを防止することができた。
(HST-701-2-1 およびHST-1001-1-1 ステージ試験) ③ GG水素インジェクターパージの開始時期を0.1秒遅くする。 — ガスジェネレーター運転停止時のサーマルスパイクを抑えるため。	温度ピークがなくなり、良好な停止特性を示した。
(HST-701-2-2 ステージ試験) ④ GG液酸供給ライン予冷弁(OV-6)を開く時期を0.5秒遅くし、Y-0.5秒とする。 — ガスジェネレーター停止時の失火を防ぐ。	停止過程における失火を防ぐことができた。



(a) パージ流量・タイミング調整前

(b) パージ流量・タイミング調整後

第36図 停止特性その改善

した。エンジン試験時に比べ水素系は約1.2倍、酸素系は約1.9倍に増加させた。

一方、ガスジェネレーター燃焼停止時のサーマルスパイクは、前述のガスジェネレーター予冷弁の操作に加え、ガスジェネレーター単体試験で開発した「ガスジェネレーター始動弁を閉めた直後に水素インジェクタードームのパージを行い、その後約6秒おいて酸素インジェクタードームをパージする」という運転方法を採用することによって防いで来たが、同様のシーケンスを用いたにもかかわらず、ES-702エンジンではサーマルスパイクが発生した(図41参照)。このサーマルスパイクはパージ弁をエンジン搭載型に変更したため生じたもので、下流側配管ボリウムが大幅に減少したことにより、インジェクタードーム内の残留推進剤のパージタイミングに、ずれが生じたものと考えられた。このサーマルスパイクは、ガスジェネレーター水素インジェクターパージの開始時刻を0.1秒遅らせることによって防止することができた。

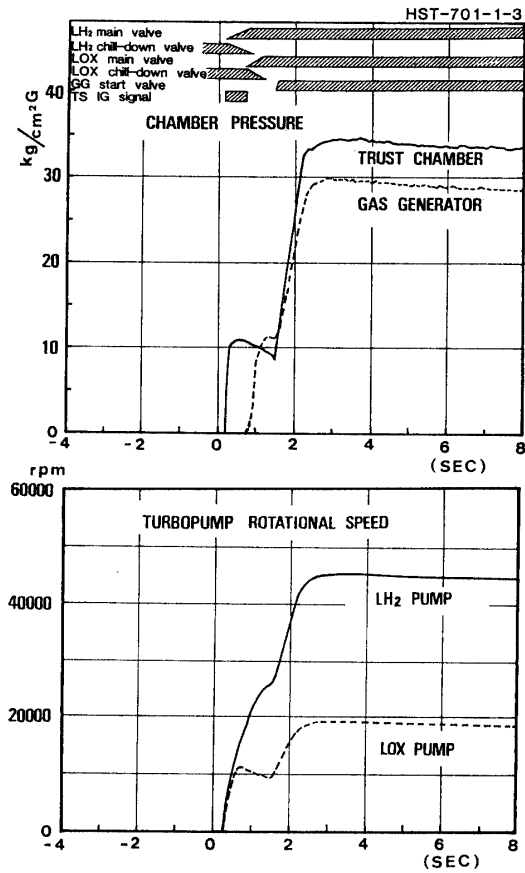
定常運転時における制御

エンジン定常運転時には、液酸ポンプ吐出ラインからPU制御弁(OC-2)を通して、タンクに液体酸素を戻すことによってPU制御を行う。当初、液酸ポンプ入口に戻すことも検討したが、液温の上昇によって液酸ポンプの性能低下が懸念されるため、採用しなかった。PU弁は2方口、3位置(中立、全開、全閉)のニューマチック弁で、流量を3段階に変えることができる。液酸ポンプはインペラー出口角度が 28° であり、流量が増加すると圧力係数が下がること、また宇宙研方式のターボポンプでは液体酸素の流量が増えると液酸ポンプのタービン負荷が増し、液酸ポンプの回転数が下がることを利用してPU制御を行う。液酸バイパス量の切換えは、液位センサーからの信号を受けたコンピューターによって行う。この点に関しては本特集号の他の論文[9]に示した。エンジン試験では、あらかじめ決定したシーケンスに従ってPU弁を作動させ、PU制御特性を確認した。

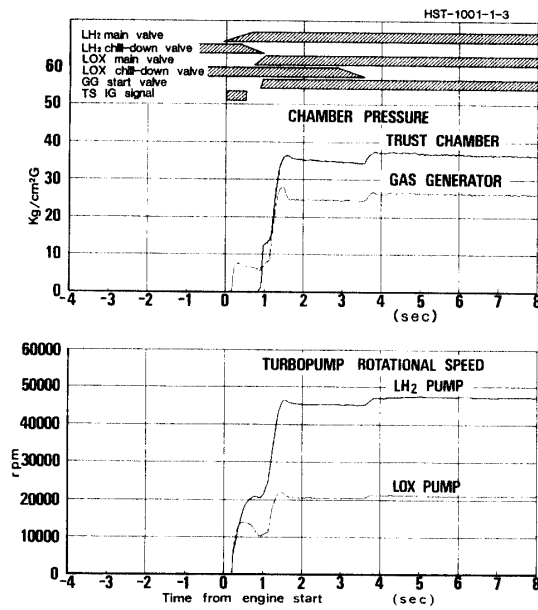
IV-2. 起動、停止およびPU制御特性

起動特性

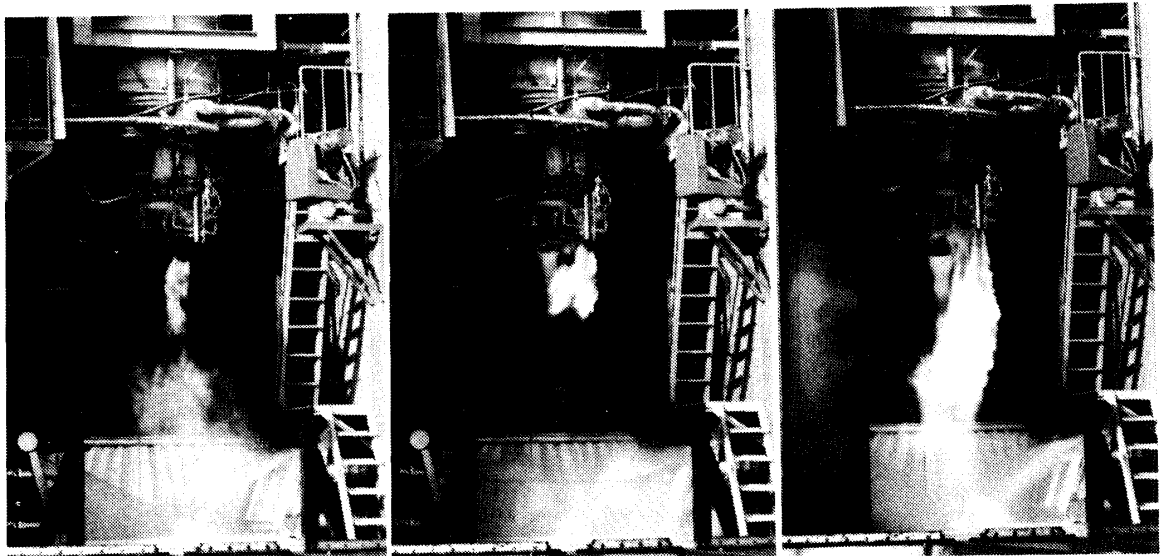
図37~38に起動時における燃焼器内圧とガスジェネレーター燃焼室圧力、およびターボポンプ回転数の変化を7トンエンジンと10トンエンジンについて示した。図には起動特性を左右する主要な弁のシーケンスも合わせて示した。また、図39にステージ試験における起動の様子を示す。



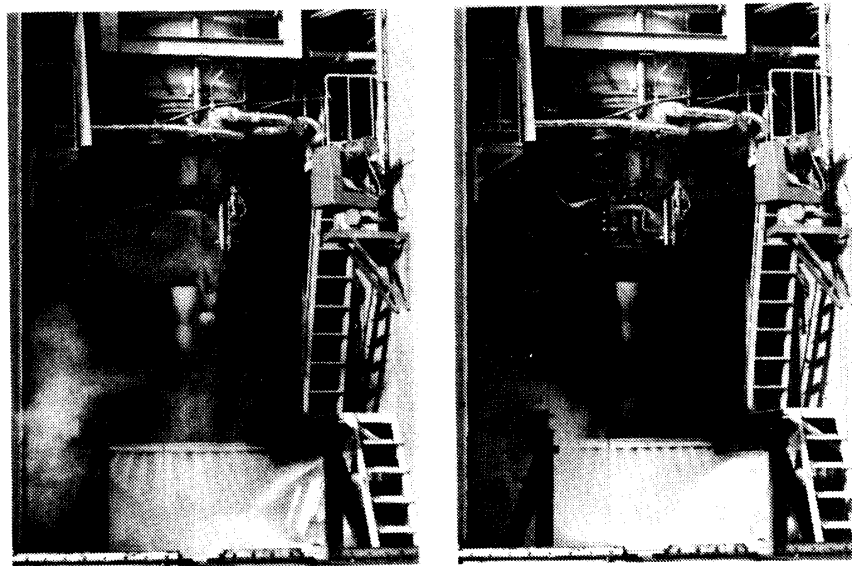
第 37 図 ステージ試験における ES-702 エンジンの起動特性



第 38 図 ステージ試験における ES-1001 エンジン起動特性



a) タービンスピナー点火直後 (X+0.3秒) b) 主燃焼室燃焼開始 (X+0.9秒) c) ガスジェネレーター着火直後 (X+2.0秒)



d) 定常運転開始 (X+2.9秒) e) 定常運転 (X+40.6秒)

第39図 HST-701-2-2試験におけるES-702エンジン作動状況

推力7トン級エンジンはタービンスピナーの着火(図39a)によって起動した後、約3秒(図39d)で定常運転状態になった。起動の過渡状態の途中で、X+1.51秒にガスジェネレーター始動弁が開き、エンジンは自励運転状態に移行した。タービンスピナーの燃焼時間は約2.5秒であるので、自励運転に移った後約1秒間程度はタービンスピナーのガスが混入する(図39c)。起動の過渡状態において、燃焼室内圧曲線に0.5秒間程度のステップ状の現象が見られるが、これはポンプ吐出圧力がタービンスピナーの燃焼によるガスジェネレーター燃焼室圧力を越えるまで待つ時間である。タービンスピナーの推薬量を

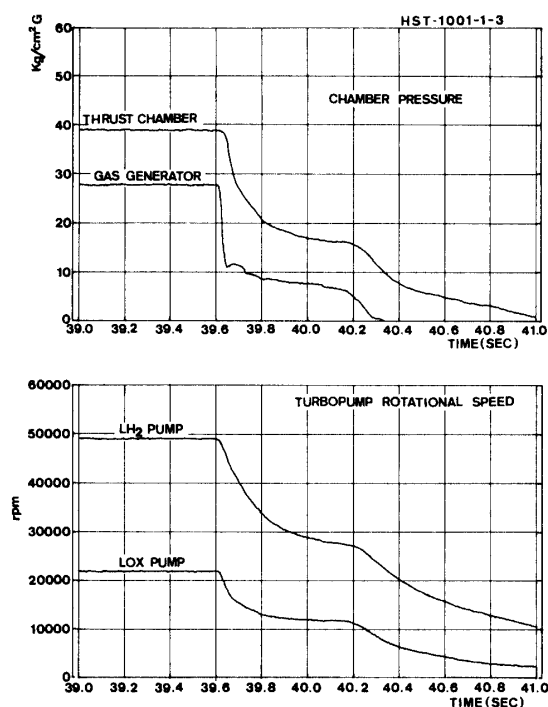
減少することによって、このステップ状の時間は短くでき、エンジンの起動時間を短縮できるものと思われる。7トン級と同様の推葉カートリッジを用いたタービンスピナーを使用している10トン級エンジンでは、この待ち時間は約0.2秒である（図38参照）。

タービンスピナー着火とほぼ同時に液体水素を燃焼器に供給し始め、0.5秒（10トン級エンジンでは0.6秒）遅れて液体酸素を供給した。これによって、起動初期の0.5秒間は、液酸ポンプ吐出液は予冷ラインのみに流れるため、ポンプ吐出圧力には鋭いピークを生ずる（図31, 41参照）。また、ポンプ負荷が小さくなるため、タービン回転数にも同様のピークが見られる。さらに10トン級エンジンでは、着火時の混合比を下げる目的でX+3.8秒まで液酸メインライン予冷弁を開いている。図38に見られるように、この予冷弁が閉じると同時に定常運転状態に移行している。同様のシーケンスで運転した3回の試験結果から判断すると、この予冷弁を閉じる時期はかなり早めても、起動特性に悪影響を与えることはないと思われる。

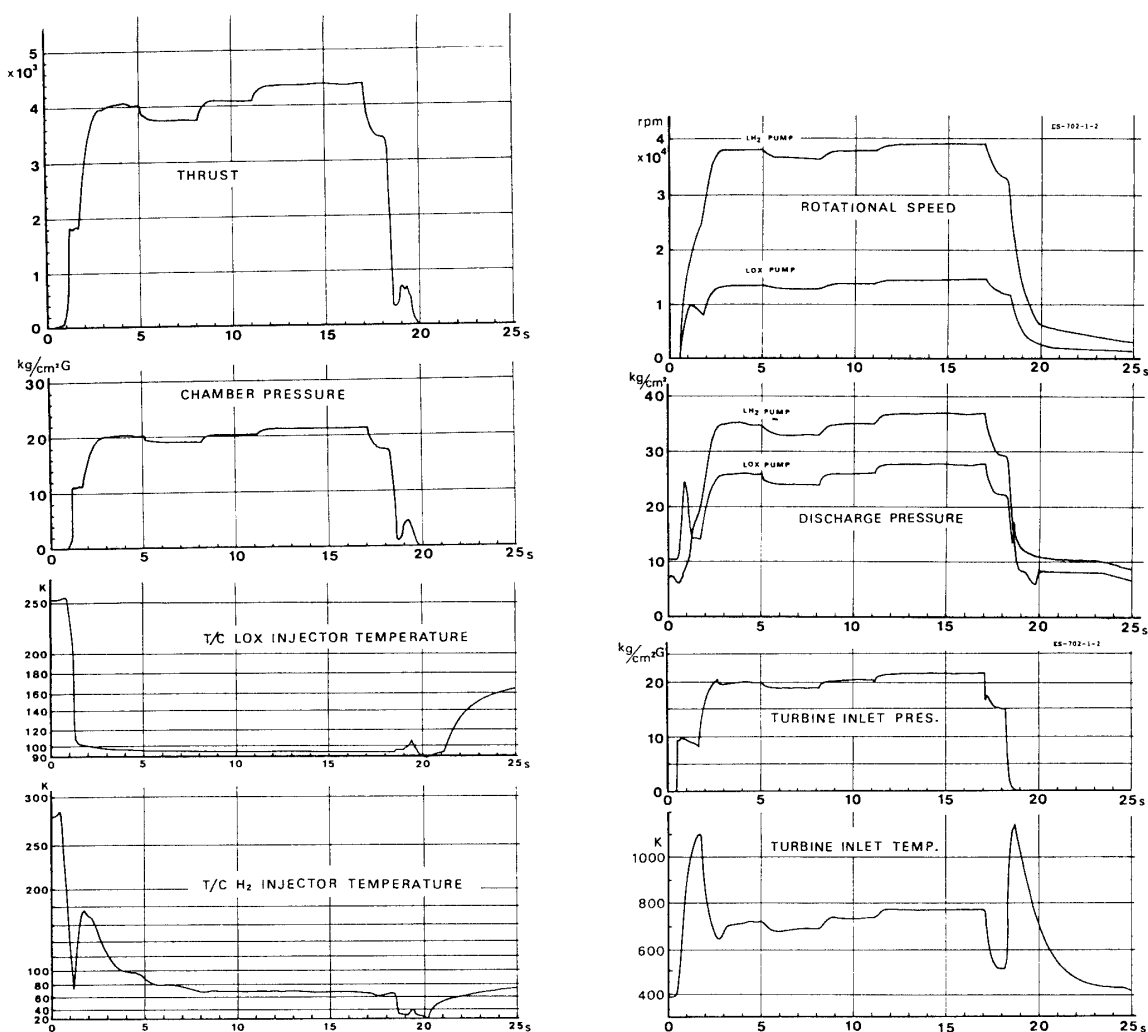
停止特性

図40に停止時における10トンエンジンの主燃焼室とガスジェネレーター燃焼室内圧、およびポンプ回転数の変化を示した。図36bに示した7トン級エンジンと同様に、良好な停止特性を示している。推力7トン級エンジン、推力10トン級エンジンともに停止時間は約1.5秒である。

なお、推力10トン級ステージ試験（HST-1001-1-2）において、エンジン停止の0.5秒前にガスジェネレーター供給ライン予冷弁を開いて、ガスジェネレーターの燃焼室圧および混合比を下げる操作を行ったところ、ガスジェネレーターへの液体酸素の供給流量が下



第40図 ES-1001エンジン停止特性

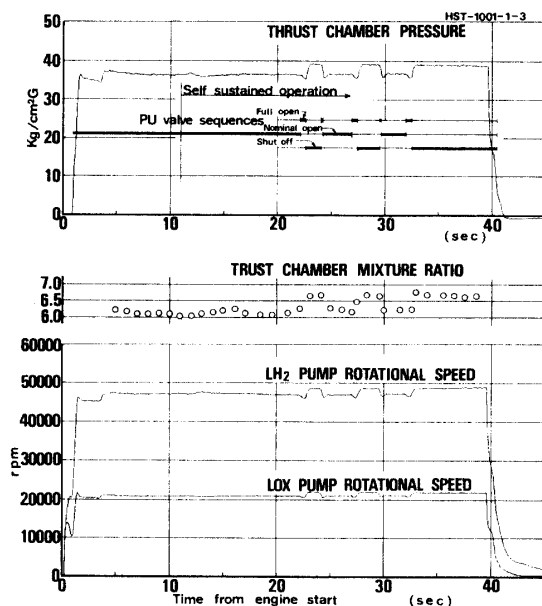


第41図 (a) ES-702-1-2 エンジン試験結果 第41図 (b) ES-702-1-2 エンジン試験結果

がりすぎ、失火する現象が認められた。引き続いて行った定格運転試験 (HST-1001-1-3) の後の分解点検で、第一段タービンブレードの後縁に熱衝撃性のクラックが生じているのが確認された。タービンスピナーによる起動時の温度上昇には異常がなかったことから、ガスジェネレーターの失火によって、タービンに冷ガスが約0.5秒間流れたことが原因と思われる。定格運転試験において事故につながる危険は少なかったと思われるが、停止過程においては「主燃焼室の後燃え」, 「ガスジェネレーター停止時のサーマルスパイク」に加え、「ガスジェネレーター停止時の失火」についても十分注意する必要があることがわかった。今後の運転では、ガスジェネレーター液酸供給ライン予冷弁 (OV-6) の作動速度の調整を行って、混合比の急激な低下を避ける予定である。

PU 制御特性

図41にあらかじめ決められたシーケンスに従って、PU弁を作動させた場合の7トンエンジン試験 (ES-702-1-2) 結果を示す。起動から5秒まではPU制御弁は中立の位置にあ



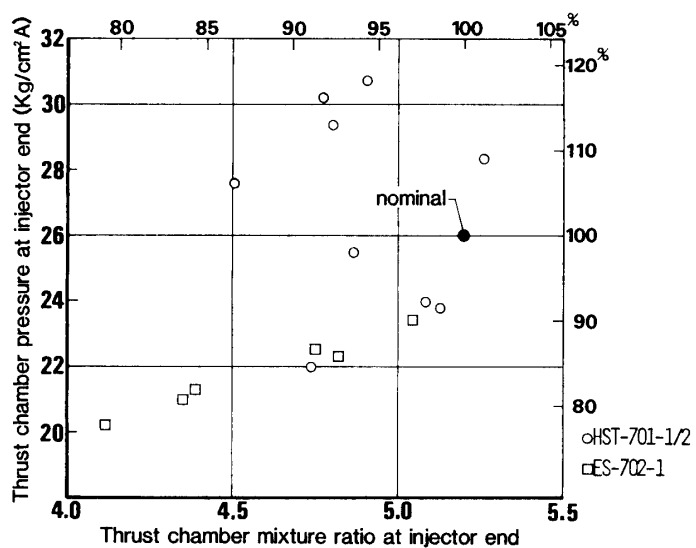
第42図 HST-1001-1-3 試験結果

り、5～8秒では全開、8～11秒では中立、11秒以後は全開の位置にある。このPU弁の位置に応じて各データにその影響が認められる。解析結果は後述する。図42に液位計からの信号を受けたコンピューターによってPU弁が制御された10トン級ステージ試験(HST-1001-1-3)結果を示す。この試験では、X+11秒にエンジン予冷液をタンクに戻して、地上設備系から独立した自立運転状態とした。X+20秒からPU制御を開始している。7トンエンジンと同様にPU弁の動きにつれてエンジン出力が階段状に変化しているのがわかる。PU弁が中立から全閉になることによって、燃焼器内圧は約7%変化し、燃焼器の混合比は6.2から6.6に変化した。PU弁切り替り時のオーバーシュートは、PU制御弁が中立から全閉、あるいはその逆に切替る際、必ず全開位置を通過する構造になっているためである。この点に関しては、昭和58年度に予定している薄肉タンクを用いたステージ試験までにPU弁の構造を変更し、改善する予定である。

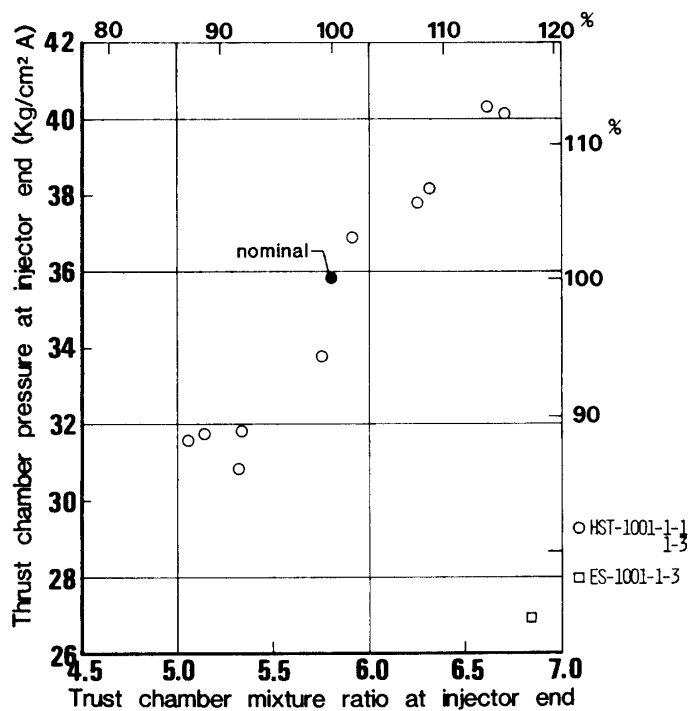
IV-3. エンジンの性能

エンジン試験からステージ試験に至る運転範囲を、7トン級エンジンと10トン級エンジンのそれぞれについて図43と44に示す。また表22～24に試験データの解析結果を示した。いずれもエンジンが十分に定常状態に達した後のデータを使用している。ステージ試験における推力、および流量の算出方法は[9]に示した。また特性排気速度効率の算出に当たっては、やはりこの特集号の別の論文[12]に示されている方法に従った。なお、ここに示した値は、いずれも前述のノズル膨張比(7トン級;7.0, 10トン級;8.2)のエンジンを用いて、大気圧条件下で試験した結果をまとめたものである。

推力7トン級エンジン(ES-702)は設計値の78～118%の範囲で、また推力10トン級エンジン(ES-1001)は75～113%の範囲で正常に作動することが確認された。



第43図 ES-702 エンジン運転範囲



第44図 ES-1001 エンジン運転範囲

表 22 エンジン試験における運転結果

エンジンの種類 試験記号	推力7トン級エンジン												推力10トン級エンジン			
	ES-702-1-1				ES-702-1-2				ES-1001-1-3							
	全	中	立	全	全	閉	全	開	中	立	全	閉	全	開		
PU弁の位置	X+10s												X+15s		X+3s	
時刻	X+10s												X+10s		X+3s	
燃焼器																
主推力	3500.	3800.	4067.	3745.	37660	37660	36460	37630	37630	37630	38980	37000	4389.	4960		
YAW-推力	86.7	86.7	80.	30.3	2.59	2.65	2.53	2.57	2.57	2.57	2.65	2.54	40.4	0.0		
PITCH-推力	43.1	23.2	13.3	62.1	11.53	12.01	12.56	12.52	12.45	12.45	12.64	2.52	10.1	0.05		
供給流量	2.37	2.44	2.49	2.38	11.46	11.94	12.49	12.45	12.45	12.45	12.64	2.52	2.49	2.31		
燃焼室圧力	20.2	21.3	22.6	21.0	3.76	3.66	5.02	3.39	3.39	3.39	4.72	4.15	23.4	2.31		
混合比	4.12	4.39	4.75	4.35	2.90	2.83	5.02	4.86	4.86	4.86	4.72	4.15	5.04	2.31		
比推力	288.7	289.3	284.0	294.0	37.3	26.7	24.5	36.1	26.4	26.4	29.4	45.3	292.5	26.9		
スラスト係	1.21	1.24	1.25	1.25	11.7	11.7	31.7	30.4	30.4	30.4	29.4	187.2	6.84	6.84		
特性排気速度	2338.2	2274.6	2230.0	2302.8	20.3	20.3	19.7	21.1	21.1	21.1	22.4	14.3	274.2	1.31		
特性排気速度効率	96.9	94.8	93.8	95.9	724.	757.	689.	730.	730.	730.	772.	808.	2207.5	2049		
ポンプ													93.5		92.3	
回転数	35060	36330	37660	36460	37660	37660	36460	37630	37630	37630	38980	37000	38980	37000		
吸込流量	2.52	2.59	2.65	2.53	11.53	12.01	12.56	12.52	12.45	12.45	12.64	2.54	2.65	2.54		
吐出流量	2.51	2.58	2.64	2.52	11.46	11.94	12.49	12.45	12.45	12.45	12.64	2.52	2.64	2.52		
吸込圧力	4.16	3.76	3.66	3.38	2.90	2.83	5.02	4.86	4.86	4.86	4.72	4.15	3.11	4.15		
吐出圧力	33.3	35.3	37.3	33.8	25.0	26.7	24.5	36.1	26.4	26.4	29.4	45.3	37.9	41.0		
NPSH	88.8	26.7	11.7	4.6	12.0	11.7	31.7	30.4	30.4	30.4	29.4	187.2	22.0	22.0		
タービン																
ノズル入口圧力	19.1	20.3	21.4	19.7	20.3	20.3	19.7	21.1	21.1	21.1	22.4	14.3	22.4	14.3		
ノズル入口温度	691.	724.	757.	689.	724.	757.	689.	730.	730.	730.	772.	808.	772.	808.		
ガス流量	0.229	0.246	0.258	0.238	0.246	0.258	0.238	0.253	0.253	0.253	0.270	0.406	0.270	0.406		
ガスジェネレーター																
供給流量	0.136	0.143	0.147	0.141	0.143	0.147	0.141	0.146	0.146	0.146	0.153	0.218	0.153	0.218		
燃焼室圧力	19.6	20.7	22.0	20.2	22.0	22.0	20.2	21.7	21.7	21.7	23.0	14.3	23.0	14.3		
混合比	0.683	0.719	0.754	0.685	0.719	0.754	0.685	0.729	0.729	0.729	0.764	0.864	0.764	0.864		
PU制御流量	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---		
エンジン																
供給流量	2.52	2.59	2.65	2.53	10.87	12.01	10.53	11.79	11.79	11.79	12.71	2.54	2.65	2.54		
混合比	3.94	4.20	4.53	4.16	4.20	4.53	4.16	4.59	4.59	4.59	4.80	7.52	4.80	7.52		
比推力	281.4	282.3	277.4	286.8	281.4	277.4	286.8	284.1	284.1	284.1	285.7	---	285.7	---		

上段/下段：水素系/酸素系

表 23 ステージ試験における ES702 エンジン運転結果

試験記号	HST-701-1-2			HST-701-1-3			HST-701-2-1			HST-701-2-2		
	PU弁の位置	中立	中立	中立	全開	中立	中立	全開	中立	中立	全開	
時刻	X+40	X+40	X+40	X+40	X+45	X+44	X+44	X+54	X+26	X+36		
燃焼室												
推力	6168.	6306.	5529.	4711.	4211.	5731.	5041.					
燃焼室圧力	30.1	30.6	27.5	23.9	21.9	28.2	25.4					
供給流量	3.46 / 16.6	3.44 / 16.9	3.24 / 14.6	2.65 / 13.5	2.54 / 12.0	3.01 / 15.9	2.84 / 13.9					
混合比	4.78	4.91	4.51	5.09	4.74	5.26	4.87					
比推力	308.	310.	309.	292.	289.	304.	302.					
推力係数	1.42	1.42	1.39	1.36	1.33	1.41	1.38					
特性排気速度効率	0.933	0.939	0.949	0.931	0.933	0.942	0.947					
ポンプ												
回転数	45630 / 18810	45150 / 19160	42560 / 18170	37700 / 15600	36280 / 14990	42420 / 17910	39970 / 17010					
吸込流量	3.69 / 17.5	3.65 / 17.8	3.44 / 16.9	2.80 / 14.4	2.70 / 13.8	3.23 / 16.8	3.04 / 16.0					
吸込圧力	2.81 / 2.56	2.79 / 2.63	2.79 / 2.60	3.06 / 2.97	3.08 / 2.77	2.90 / 3.00	2.95 / 2.83					
吐出圧力	47.3 / 40.6	48.4 / 42.3	43.8 / 36.2	35.0 / 31.1	32.4 / 27.9	44.2 / 38.9	39.3 / 33.9					
NPSH	204. / 12.3	221. / 12.4	220. / 11.6	234. / 16.0	236. / 14.3	213. / 15.4	219. / 13.7					
圧力係数	0.613 / 0.412	0.600 / 0.417	0.602 / 0.393	0.627 / 0.441	0.626 / 0.426	0.625 / 0.427	0.627 / 0.410					
タービン												
入口圧力	-----	35.2	31.1	23.3	23.3	30.9	27.7					
入口ガス温度		949.	847.	869.	826.	918.	828.					
駆動ガス流量	0.394	0.383	0.345	0.265	0.257	0.348	0.325					
駆動ガス混合比	0.850	0.992	0.865	0.863	0.787	0.86	0.80					
ステージ												
比推力	300.	303.	302.	287.	283.	296.	294.					
供給流量	3.70 / 16.9	3.64 / 17.2	3.43 / 14.9	2.80 / 13.6	2.71 / 12.2	3.22 / 16.1	3.03 / 14.1					
混合比	4.56	4.71	4.33	4.87	4.50	5.00	4.65					
PU制御流量	0.56	0.53	1.91	0.69	1.60	0.63	1.80					

上段/下段：水素系/酸素系

表 24 ステージ試験における ES-1001 エンジン運転結果

試験記号	HST-1001-1-1			HST-1001-1-2			HST-1001-1-3		
	全開	中立	全閉	全開	中立	全閉	全開	中立	全閉
PU弁の位置	X + 15			X + 25			X + 26		
時刻	sec			sec			sec		
燃焼室									
推力	5865.	5942.	6431.	5942.	5942.	6431.	7363.	7363.	7962.
燃焼室圧力	31.6	31.8	33.8	31.8	31.8	33.8	37.8	37.8	40.3
供給流量	3.32 / 16.8	3.25 / 17.3	3.35 / 19.3	3.25 / 17.3	3.25 / 17.3	3.35 / 19.3	3.52 / 22.0	3.52 / 22.0	3.53 / 23.4
混合比	5.06	5.33	5.75	5.33	5.33	5.75	6.25	6.25	6.61
比推力	292.	289.	284.	289.	289.	284.	288.	288.	296.
推力係数	1.31	1.32	1.34	1.32	1.32	1.34	1.37	1.37	1.39
特性排気速度効率	0.925	0.919	0.901	0.919	0.919	0.901	0.906	0.906	0.928
ポンプ									
回転数	41150 / 18710	40650 / 18660	42000 / 19610	40650 / 18660	40650 / 18660	42000 / 19610	46940 / 20960	46940 / 20960	48890 / 21840
吸込流量	3.72 / 19.3	3.63 / 20.2	3.75 / 19.9	3.63 / 20.2	3.63 / 20.2	3.75 / 19.9	3.98 / 25.1	3.98 / 25.1	4.00 / 24.1
吸込圧力	3.07 / 3.12	3.13 / 2.86	3.14 / 3.03	3.13 / 2.86	3.13 / 2.86	3.14 / 3.03	2.99 / 2.91	2.99 / 2.91	3.00 / 2.97
吐出圧力	49.7 / 53.8	49.3 / 53.8	52.4 / 60.2	49.3 / 53.8	49.3 / 53.8	52.4 / 60.2	59.5 / 64.4	59.5 / 64.4	62.3 / 71.1
NPSH	177.	212.	212.	212.	212.	212.	213.	213.	214.
圧力係数	0.653 / 0.502	0.664 / 0.504	0.658 / 0.511	0.664 / 0.504	0.664 / 0.504	0.658 / 0.511	0.611 / 0.482	0.611 / 0.482	0.600 / 0.492
タービン									
入口圧力	20.3	20.2	21.4	20.2	20.2	21.4	27.1	27.1	28.9
駆動ガス温度	822.	827.	855.	827.	827.	855.	954.	954.	1023.
駆動ガス流量	0.589	0.601	0.632	0.601	0.601	0.632	0.759	0.759	0.818
駆動ガス混合比	0.758	0.819	0.843	0.819	0.819	0.843	0.922	0.922	0.989
ステージ									
比推力	280.	279.	275.	279.	279.	275.	278.	278.	286.
供給流量	3.72 / 17.2	3.59 / 17.7	3.75 / 19.6	3.59 / 17.7	3.59 / 17.7	3.75 / 19.6	3.98 / 22.5	3.98 / 22.5	4.00 / 23.9
混合比	4.63	4.94	5.24	4.94	4.94	5.24	5.65	5.65	5.97
PU制御流量	1.84	2.30	0.	2.30	2.30	0.	2.42	2.42	0.

上段 / 下段 : 水素系 / 酸素系

V. む す び

- (1) 「宇宙研方式」のターボポンプを供給系とし、固体推薬を用いたタービンスピナーによって起動する、ガスジェネレーターサイクルの推力7トン級と推力10トン級の2種類の液水/液酸エンジンシステムの開発を行った。
- (2) それぞれのエンジンシステムの予冷特性を把握し、予冷方法を確立した。
- (3) 2種類のエンジンのそれぞれについて、「起動」と「停止」の制御方法を確立した。
- (4) 定常運転状態においてPU弁を作動させることにより、「PU制御」が計画通り行えることを確認した。
- (5) 推力7トン級エンジンは定格出力の78~118%の範囲で、また、推力10トン級エンジンは75~113%の範囲で良好に作動することを確認した。

謝 辞

エンジンシステムを完成するに当り、推力10トン級燃焼器、メイン弁、予冷弁、および点火器を提供下さいました宇宙開発事業団に感謝します。ターボポンプ、ガスジェネレーターおよびエンジンシステムの製作を担当されました石川島播磨重工業株式会社、および開発試験にご協力下さった関係メーカー各位に深く感謝します。エンジンの開発試験に参加され、計画の推進にご努力下さいました宇宙研液水実験班各位に、心から感謝します。

参 考 文 献

- [1] Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines, NASA SP-8107, August 1974.
- [2] 倉谷建治 他：液水/液酸7トン管構造燃焼器の試作と燃焼実験，宇宙研報告「液水/液酸基礎開発研究特集号」
- [3] 橋本保成 他：液水/液酸燃焼器用噴射面多孔質板の試作研究，宇宙研報告「液水/液酸基礎開発研究特集号」
- [4] 棚次亘弘 他：液水/液酸ターボポンプの開発，宇宙研報告「液水/液酸基礎開発研究特集号」
- [5] 棚次亘弘 他：液水/液酸ターボポンプ用ガスジェネレーターの開発研究，東京大学宇宙航空研究報告，第16巻第2号，1980年5月。
- [6] 倉谷建治 他：液水/液酸エンジン燃焼試験設備，昭和53年度推進系シンポジウム，於東大宇宙研，昭和53年12月。
- [7] 東大宇宙研における液水/液酸エンジン試験設備と運転について(その3)，昭和55年度宇宙輸送と推進系シンポジウム，於東大宇宙研，昭和55年12月。
- [8] 成尾芳博 他：10トン液水/液酸エンジンシステムの燃焼試験 その2。エンジンおよびターボポンプ試験，昭和56年度宇宙輸送シンポジウム，宇宙科学研究所。
- [10] 倉谷建治 他：O/Fおよび温度の実単位表示，昭和55年度宇宙輸送と推進系シンポジウム，於東大宇宙研，昭和55年12月。
- [11] 棚次亘弘 他：液水・液酸ターボポンプの起動実験，昭和54年度推進系シンポジウム，於東大宇宙研，昭和54年12月。
- [12] 倉谷建治 他：燃焼器の理論性能，宇宙研報告「液水/液酸基礎開発研究特集号」