

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-696

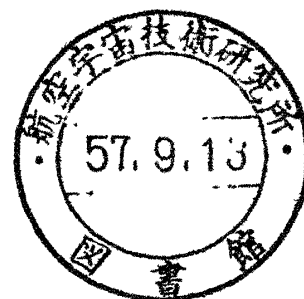
液酸・液水ロケットエンジンターボポンプシステムの研究

上 條 謙 二 郎・志 村 隆・橋 本 亮 平  
山 田 仁・野 坂 正 隆・鈴 木 峰 男  
渡 辺 光 男・渡 辺 義 明・長 谷 川 敏  
菊 池 正 孝・十 亀 英 司

DP-#4 55

1982 年 1 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY



# 目 次

1. まえがき .....	1
2. 供試体 .....	2
2.1 概 要 .....	2
2.2 液酸ターボポンプ .....	3
2.3 液水ターボポンプ .....	10
2.4 ガス発生器 .....	16
2.5 ターボポンプシステム .....	16
3. 試験装置と方法 .....	18
3.1 概 要 .....	18
3.2 冷走試験 .....	18
3.3 開ループ熱走試験 .....	18
3.4 閉ループ熱走試験 .....	20
3.5 計測系 .....	21
4. 結果と考察 .....	22
4.1 概 要 .....	22
4.2 冷走試験 .....	22
4.3 開ループ熱走試験 .....	22
4.4 閉ループ熱走試験 .....	24
4.4.1 定常性能 .....	24
4.4.2 起動特性 .....	30
4.5 ターボポンプ要素 .....	34
5. むすび .....	41
付録1 ターボポンプシステム試験データ .....	42
付録2 ターボポンプシステム予測計算 .....	44
記号表 .....	48
文 献 .....	50

# 液酸・液水ロケットエンジンターボポンプシステムの研究\*

上 條 謙 二 郎\*\* 志 村 隆\*\* 橋 本 亮 平\*\*  
山 田 仁\*\* 野 坂 正 隆\*\* 鈴 木 峰 男\*\*  
渡 辺 光 男\*\* 渡 辺 義 明\*\* 長 谷 川 敏\*\*  
菊 池 正 孝\*\* 十 亀 英 司\*\*\*

## The Development and Study of the Turbopump System for LOX and LH<sub>2</sub> Rocket Engine

Kenjiro KAMIJO, Takashi SHIMURA, Ryohei HASHIMOTO,  
Hitoshi YAMADA, Masataka NOSAKA, Mineo SUZUKI,  
Mitsuo WATANABE, Yoshiaki WATANABE, Satoshi HASEGAWA,  
Masataka KIKUCHI, Eiji SOGAME,

### ABSTRACT

The development of a H-1 Rocket was started by the National Space Development Agency of Japan (NASDA) in 1981. The second stage of the launch vehicle uses a 10 ton thrust (in vacuum) liquid oxygen (LOX) and liquid hydrogen (LH<sub>2</sub>) pump-fed propulsion system, which has a gas generator cycle engine (LE-5).

Since 1977, the National Aerospace Laboratory (NAL) and NASDA have been developing a turbopump system for the rocket engine. The turbopump system consists of a LOX turbopump, a LH<sub>2</sub> turbopump, a gas generator and so on.

In June 1980, the first turbopump system testing was conducted. Full power closed-loop operations of the turbopump system were successfully performed. The major problem in the testing was gas generator ignition troubles due to insufficient preconditioning of liquid oxygen feed lines.

The present report describes the results of the turbopump system testing.

---

\* 56年11月30日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* 宇宙開発事業団

### 1. まえがき

昭和52年度より、大型人工衛星打上げ用ロケットの第2段を対象としたターボポンプ式液酸・液水

ロケットエンジンの開発研究が進められてきた。わが国においてはターボポンプ式エンジンの開発経験が全く無い上に、取り扱いの極めて難かしい極低温液体を推進薬とするため、このプロジェクト研究を成功させるのにはかなりの困難が予想された。

同エンジンの推進薬供給系の主要部は液体酸素と液体水素を燃焼室に圧送する高速回転の液酸、液水ターボポンプを中心とするターボポンプシステムである。両ターボポンプは液体酸素・液体水素ガス発生器の燃焼ガスにより駆動され、また数種の制御弁により出力が調整される。

本ターボポンプシステムは昭和52年度より、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団との共同研究として開発が進められてきた。この中で当所は液酸ターボポンプ、宇宙開発事業団は液水ターボポンプについて、各々主担当となって開発を進めた。第一次試作においてはポンプ、タービンの単体性能の把握ならびにターボポンプの構造設計の確立を目的とし、第2次試作において、より小型・軽量を追求した。昭和54年度までに第2次試作を終了し、これによって両ターボポンプの原型が完成した。

ターボポンプシステムの最も重要な役割は定められた混合比の液体酸素と液体水素を一定圧力でエンジン主燃焼器に供給することである。

(1) 設計通りに両ターボポンプの出力比を合わせることができるかどうか。

(2) ポンプ吐出側から、液体酸素と液体水素を分岐してガス発生器に導き、燃焼させ、その燃焼ガスによってタービンを駆動する閉ループ自立運転ならびに閉ループ自立運転に移行する起動方式が確立できるかどうか。

対象のターボポンプシステムが制御性に若干の問題が予想された独立二軸直列タービン方式であるため、早期に上記2点に対する結論を得る必要があった。

昭和55年4月より7月にかけて、前述の両ターボポンプを結合したターボポンプシステムの試験を同じく共同研究として行った。この試験においてはガス発生器の不着火による起動の失敗がしばしば発生し、起動方法を確立するまでにかなりの試験回数を要したが、この問題を完全に解決して、最終的には初期目的を達成することができた。本試験の成功は以後の液酸・液水エンジン開発計画の見通しを明るいものにした。

## 2. 供 試 体

### 2.1 概 要

液酸・液水エンジンのターボポンプ系を図2.1に

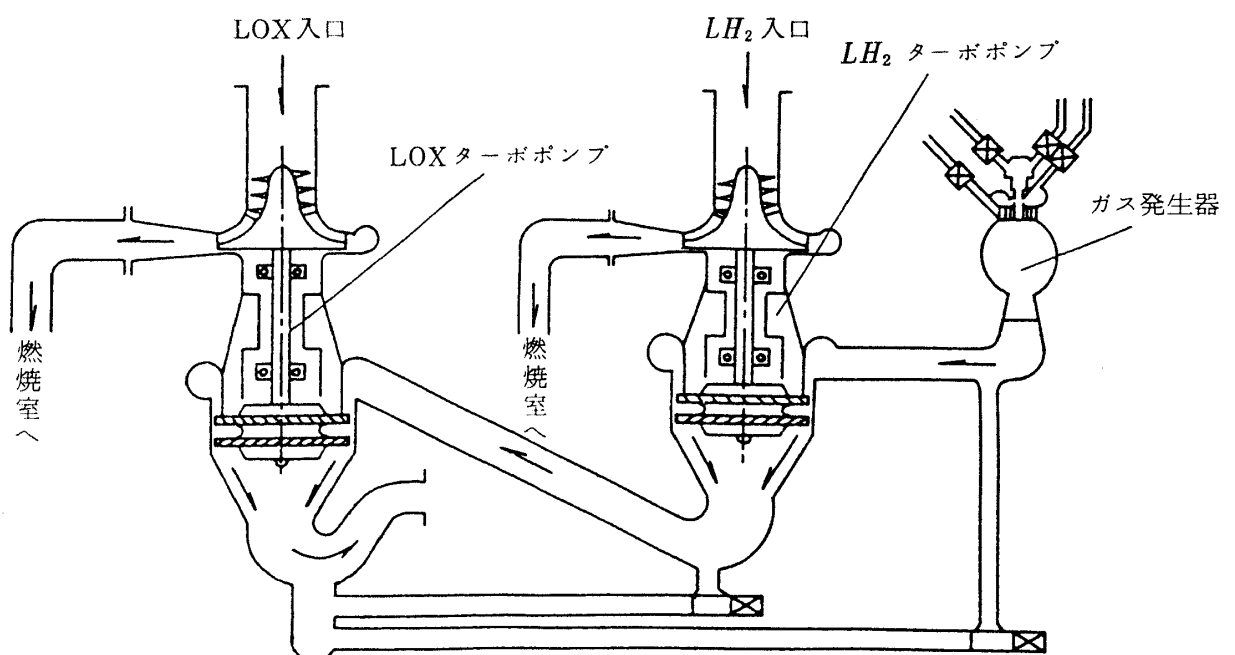


図2.1 液酸・液水エンジン用独立二軸直列ターボポンプ系統

示した。このシステムはガス発生器駆動方式である。液酸、液水ポンプで昇圧した液体酸素と液体水素をガス発生器に導き、その燃焼ガスでタービンを駆動する。タービンの材料強度の制約から比較的低温度の駆動ガスにする必要があり、ガス発生器では水素過濃ガスがつくられる。この燃焼ガスが液水ターボポンプ、液酸ターボポンプの順に駆動する（独立二軸直列タービン方式）。液酸・液水ターボポンプの目標値を表 2.1 に示した。

・2 台のターボポンプを既述のように別々に開発できたこと、またターボポンプの改修や性能試験を別々に行えたことは本ターボポンプシステムの開発に際して大きな利点であった。

また独立二軸並列タービン方式に比べて、タービン圧力比を小さくできたことからより高いタービン効率が得られたものと考ええる。さらに液酸ターボポンプについては、並列方式に比べて、タービン駆動ガスの入口圧力、温度が低くなるため、軸シールを中心とした構造設計が比較的容易になった。こうした反面、2 台のターボポンプの出力比を一定にしたり、起動時に 2 台のターボポンプの出力のタイミングを合わせるのに制御弁が必要になるなど若干複雑

なシステムとなった。

## 2.2 液酸ターボポンプ

航技研が主担当となって液酸ターボポンプの開発を進めてきた。

第 2 次試作液酸ターボポンプの構造の概略を図 2.2 に示した。インデューサ付 1 段遠心ポンプと 1 段 2 列速度複式衝動タービンが主要部である。タービンの 2 列の動翼、ディスクならびに軸は一体構造である。

インデューサの主要諸元を表 2.2 に、その形状を図 2.3 に示した。後退翼 3 枚羽根ヘリカルインデューサの羽根形状は入口付近が直線であり、それ以降出口までは円弧である。主羽根車の主要諸元を表 2.3 に、その形状を図 2.4 に示した。機械加工のアルミ合金製羽根車であり、前面シュラウドは羽根にアルミロー付けされている。インデューサと主羽根車の外観を図 2.5 に示した。うず形室は二重ボリュートであり、ディフューザは圧力を入口から出口まで直線的に上昇させるラップ状の広がり管である。

タービン駆動ガスマニフォールドの断面積は全周にわたり一定であり、ノズルは 37 個の翼形フルアドミッションノズルである。第 1 動翼、静翼、第 2 動

表 2.1 ターボポンプ主要設計諸元

要 目	LOX T/P	LH <sub>2</sub> T/P
回 転 数 (rpm)	16,500	50,000
ポンプ NPSH (m)	7.5	56.0
ポンプ吐出圧力 (ata)	52.5	56.0
ポンプ流量 (kg/s)	19.4	35.2
ポンプ効率 (%)	65.8	58.9
タービンガス量 (kg/s)	0.390	0.423
タービン入口圧力 (ata)	48.7	24.0
タービン出口圧力 (ata)	26.1	4.98
タービン入口温度 (K)	693	842
タービン効率 (%)	39.2	47.6

表 2.2 液酸ターボポンプインデューサの主要諸元

必 要 NPSH* (m)	7.5
吸込比速度* (rpm, m <sup>3</sup> /min, m)	3,964
入 口 流 量 係 数: $\phi_1$	0.1
出 口 流 量 係 数: $\phi_2$	0.121
圧 力 係 数: $\psi_{ind}$	0.160
入 口 ボ ス 比: $\xi_{h1}$	0.3
出 口 ボ ス 比: $\xi_{h2}$	0.5
入 口 角 度 (翼先端): $\beta_{t1}$ (度)	10.5
出 口 角 度 (翼先端): $\beta_{t2}$ (度)	12.75
羽 根 数: $Z_{ind}$	3
ソリディティ (翼先端): $S$	2.7
後 退 翼 巻 き 角 度: $\theta_R$ (度)	50

\* 設計流量の 1.5 パーセント増での値

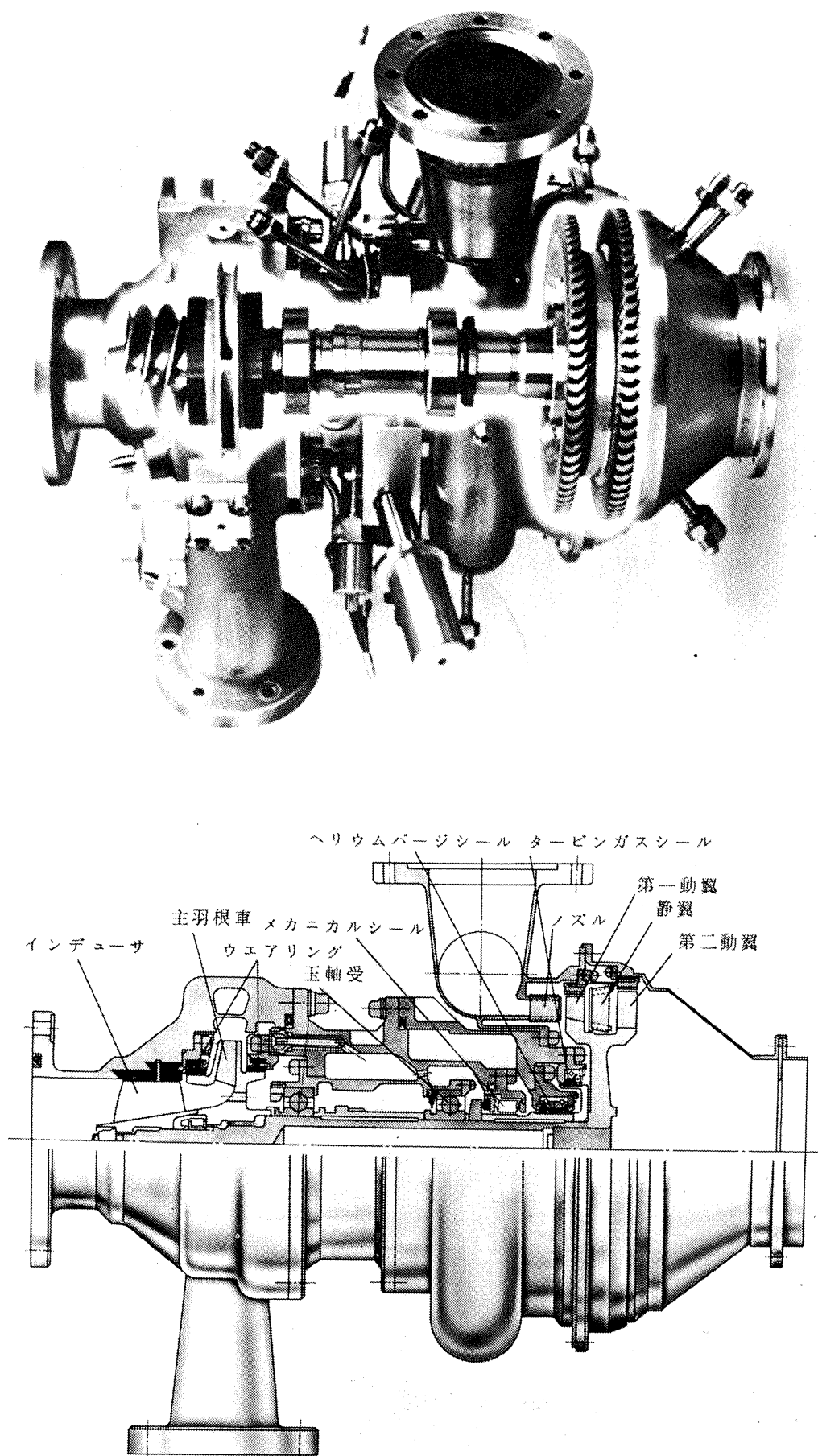


図 2.2 液酸ターボポンプ (第 2 次試作)

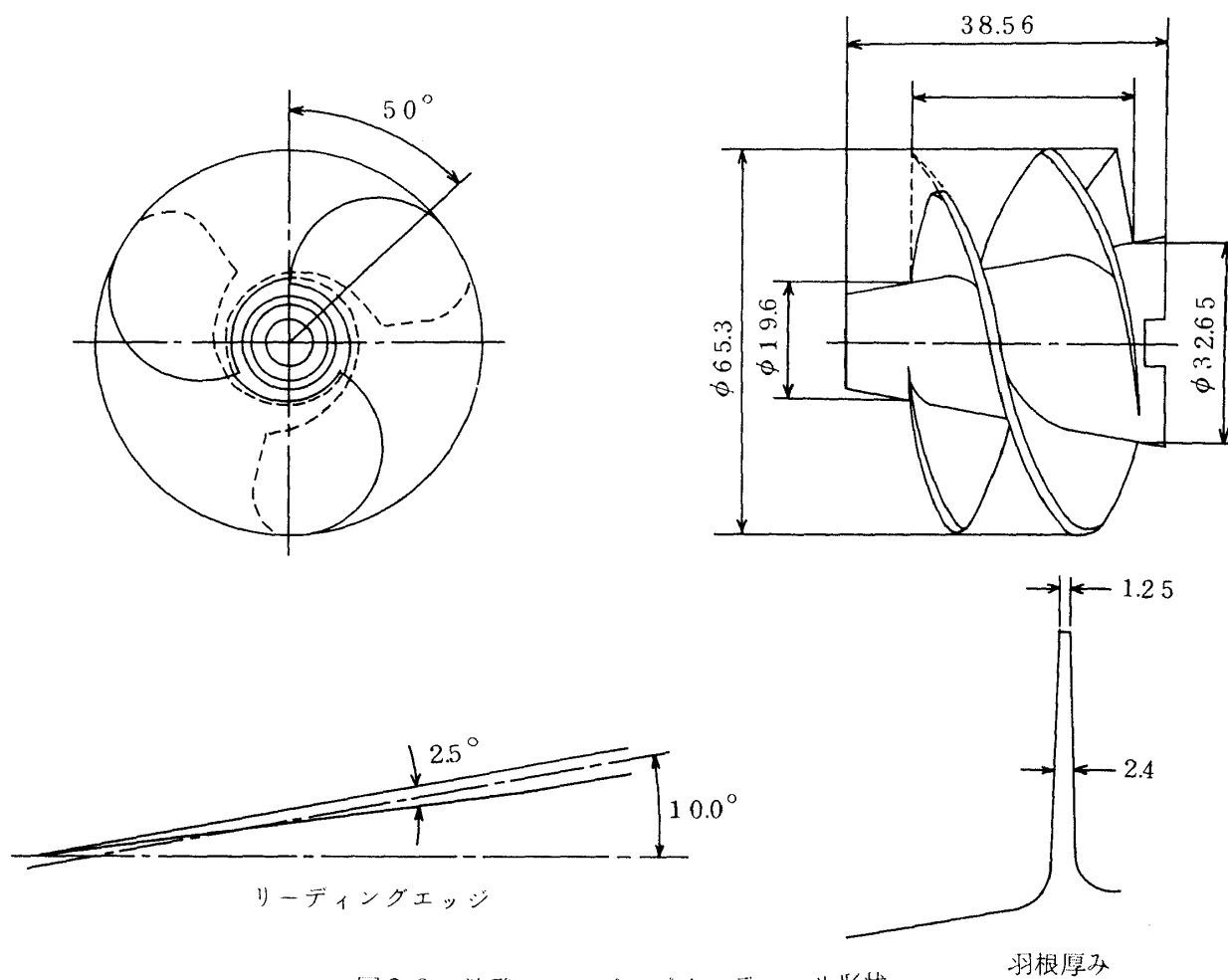


図 2.3 液酸ターボポンプインデューサ形状

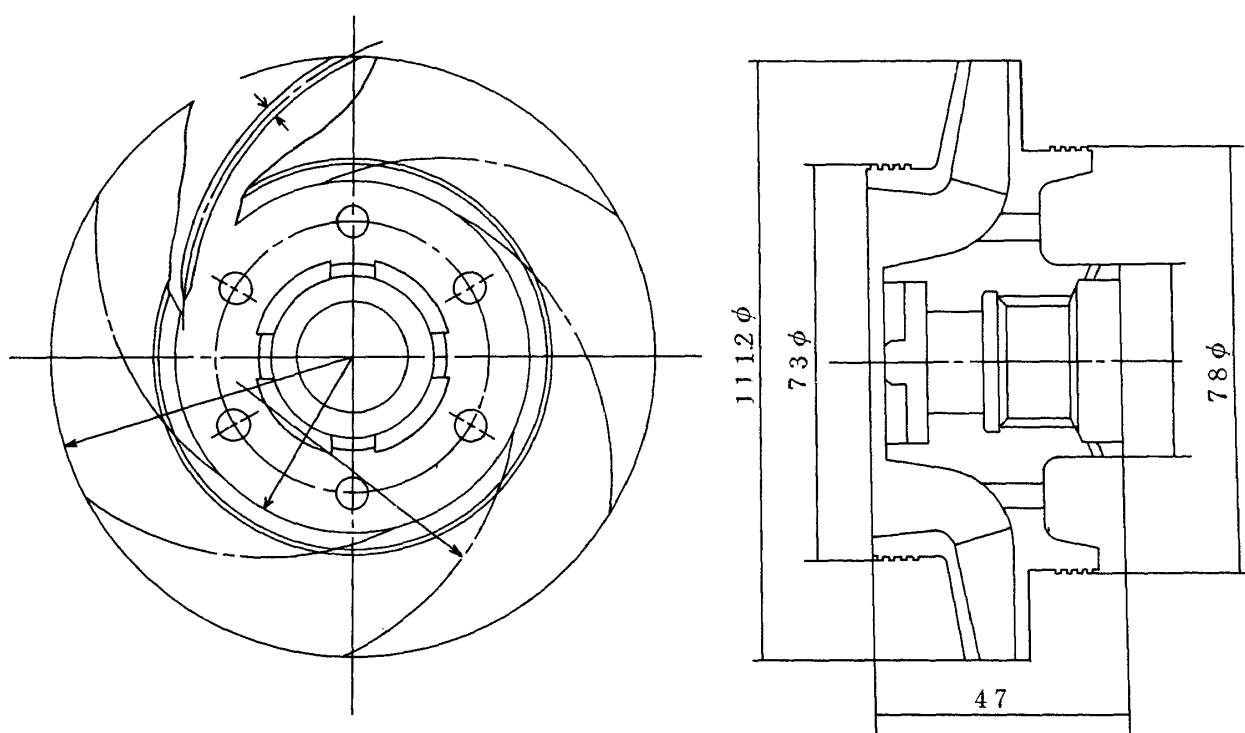


図 2.4 液酸ターボポンプ主羽根車形状

表 2.3 液酸ターボポンプ主羽根車主要諸元

必要 NPSH* (m)	45
吸込比速度* (rpm, m <sup>3</sup> /min, m)	1.034
入口流量係数: $\phi_3$	0.151
出口流量係数: $\phi_4$	0.100
圧力係数: $\psi_P$	0.48
入口角度: $\beta_{r3}$ (度)	14.30
出口角度: $\beta_{imp0}$ (度)	25
入口幅: $b_3$ (mm)	11.13
出口幅: $b_4$ (mm)	6.83
出口羽根厚さ: $t_4$ (mm)	2
羽根数: $Z_{imp}$	6

\* 設計流量の15パーセント増での値

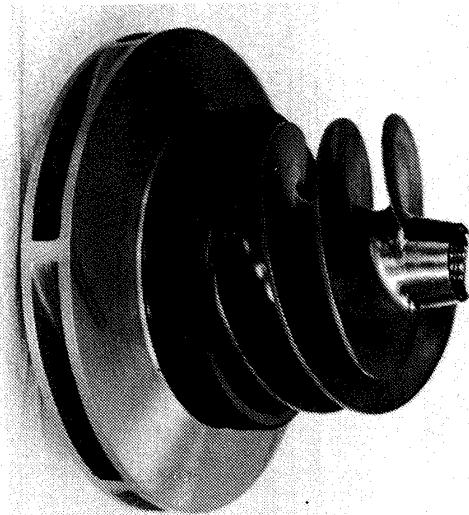


図 2.5 液酸ターボポンプインデューサと主羽根車

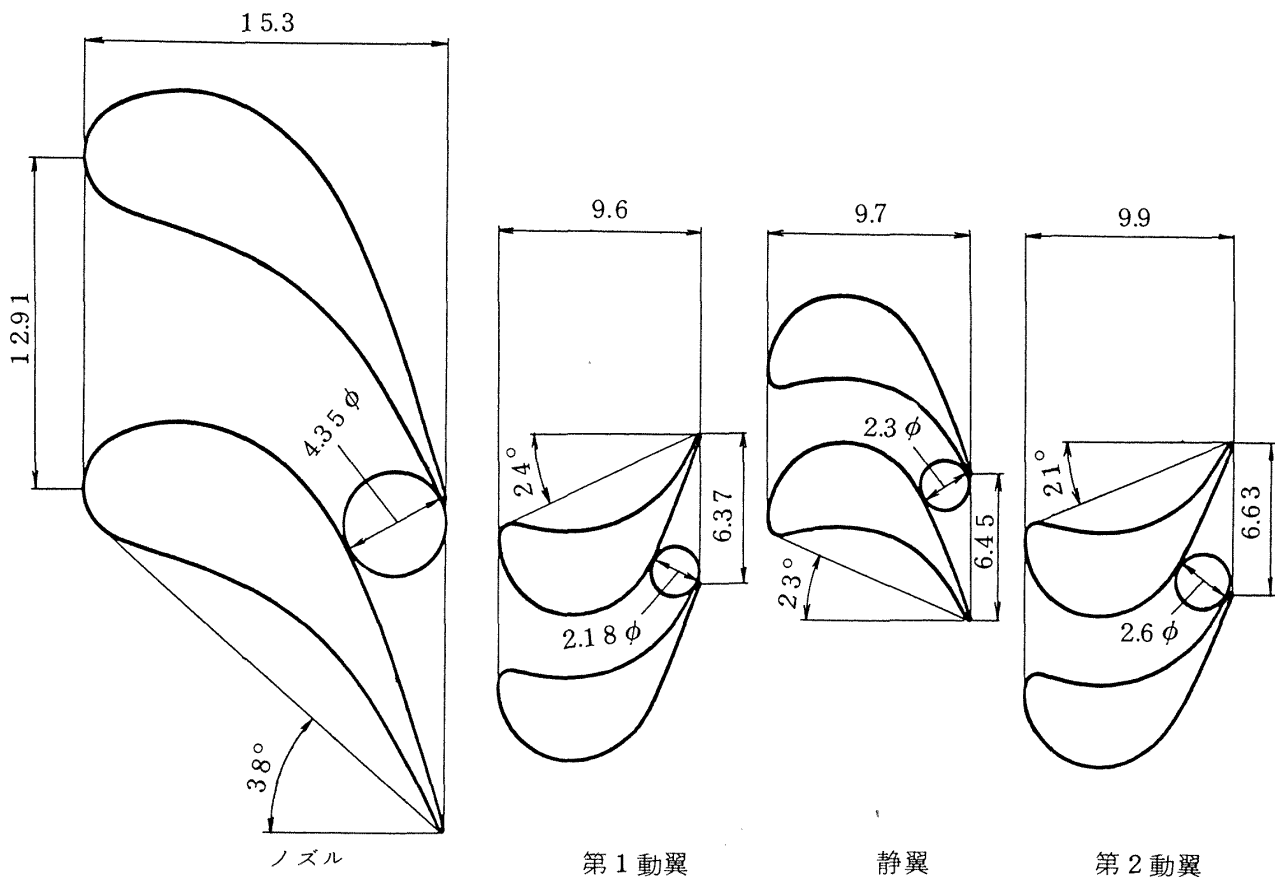


図 2.6 液酸ターボポンプタービン翼形状

翼は全て同じ鈍頭翼形であり、取り付け角度のみを変えている。ノズル、動翼、静翼の形状ならびに主要諸元を図 2.6、表 2.4 に示した。

図 2.2 において、2 個の自己潤滑軸受（保持器ル

ーロン製）は液体酸素により冷却される。主羽根車出口後面ケーシングにはめ込まれたフィルタを通過した液体酸素がタービン側ならびにポンプ側軸受を冷却して主羽根車のバランスホールを通して主羽根



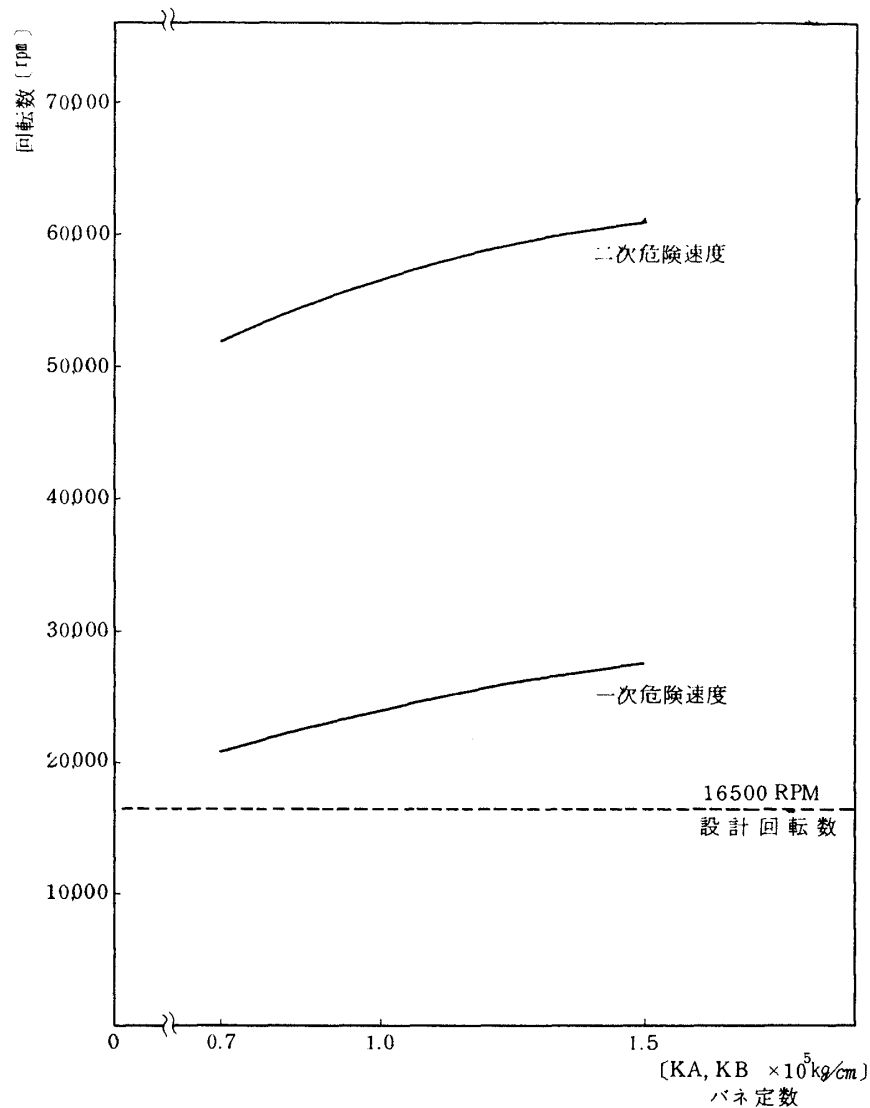


図 2.7 液酸ターボポンプ危険回転数

表 2.4 液酸ターボポンプタービン主要寸法

	ノズル	第1動翼	静翼	第2動翼
平均径(mm)	152	152	152	152
羽根数	37	75	74	72
ピッチ(mm)	12.91	6.37	6.45	6.63
パーシャリティ(%)	100			
入口羽根高さ(mm)	9.30	11.97	15.35	19.7
出口羽根高さ(mm)	9.30	13.95	18.15	19.7
入口角度(度)	90	33.45	32.45	30.45

車入口に戻る。

ポンプ側液体酸素は溶接ベロー式メカニカルシールにより軸封される。メイティングリングは超硬合金(WC)製である。タービン側高温水素過濃ガスに対して、シールリングにレーレーステップを取付

けた動圧型セグメントシール(タービンガスシール)を用いている。メカニカルシールを漏れる低温酸素とタービンガスシールを漏れる水素過濃ガスを完全に分離するため、1対の動圧型セグメントシールを用い、シールリングの中央からヘリウムガスをパージする。

軸推力はターボポンプの起動から停止まで常に一方方向(ポンプ側からタービン側)となるように設計した。主羽根車の前後ウェアリングリングシールの直径の差、主羽根車のバランスホールの面積、ならびにタービン側玉軸受にかかるバネ力により軸推力の大きさを調整した。本液酸ターボポンプは図 2.7 のように危険回転数の下で運転される。

本液酸ターボポンプに関してはポンプ単体、ター

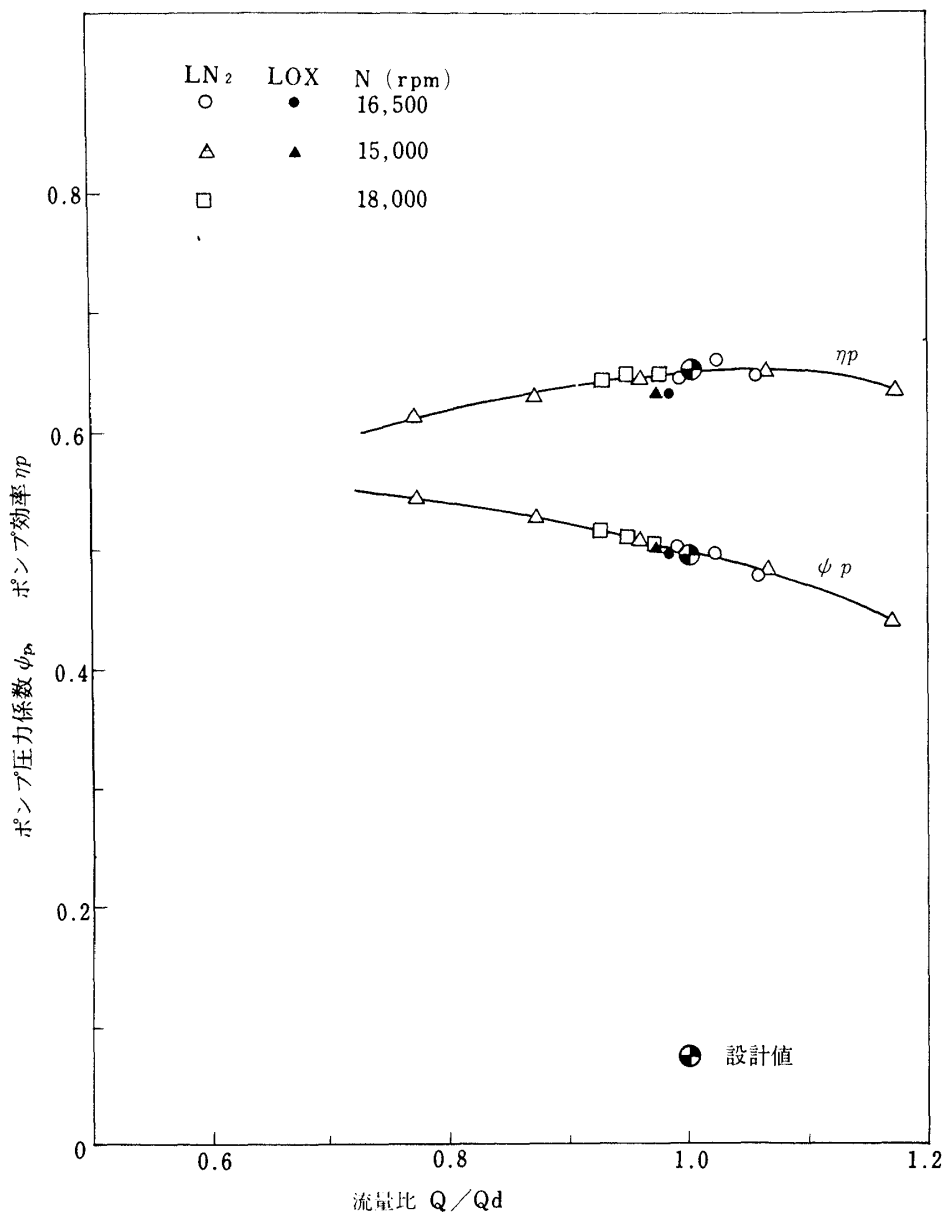


図 2.8 液酸ポンプ一般性能

ビン単体ならびにターボポンプアセンブリの試験が当所角田支所のターボポンプ試験設備を使用して行われた<sup>1)</sup>。

図 2.8 に液酸ポンプの一般性能を示した。流量比  $Q/Q_d=1$  における効率および圧力係数の試験結果は設計値とかなり良く一致している。液体窒素をポンプ作動流体とした吸込性能模擬試験の結果から予測した液体酸素における吸込性能を図 2.9 に示した<sup>2)</sup>。エンジンから要求される必要 NPSH は 7.5 m であり、十分この条件を満たしている。

タービン単体についても駆動用にガス窒素を用い

る冷走性能試験ならびにガス水素・液体酸素ガス発生器を用いての熱走試験を行って、単体性能を調べた。

図 2.10 にタービン単体の性能を示した。タービンの効率の試験結果は設計値とかなり良く一致している。

液酸ターボポンプアセンブリについてはポンプ作動流体を液体窒素または液体酸素とし、タービンをガス窒素およびガス水素で駆動する冷走試験を行いポンプとタービンの性能ならびに構造の整合性を確認した後、ガス発生器を用いた実液熱走試験を行った。

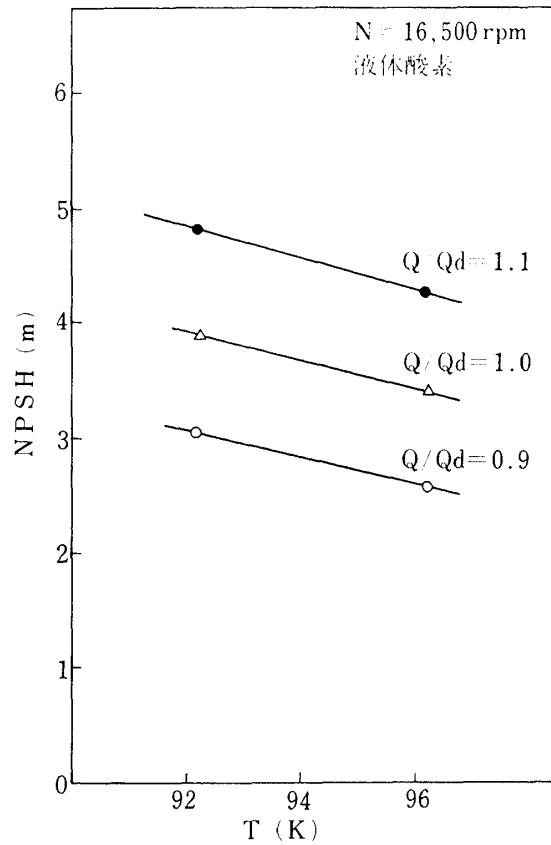


図 2.9 液酸ポンプ吸込性能予測値

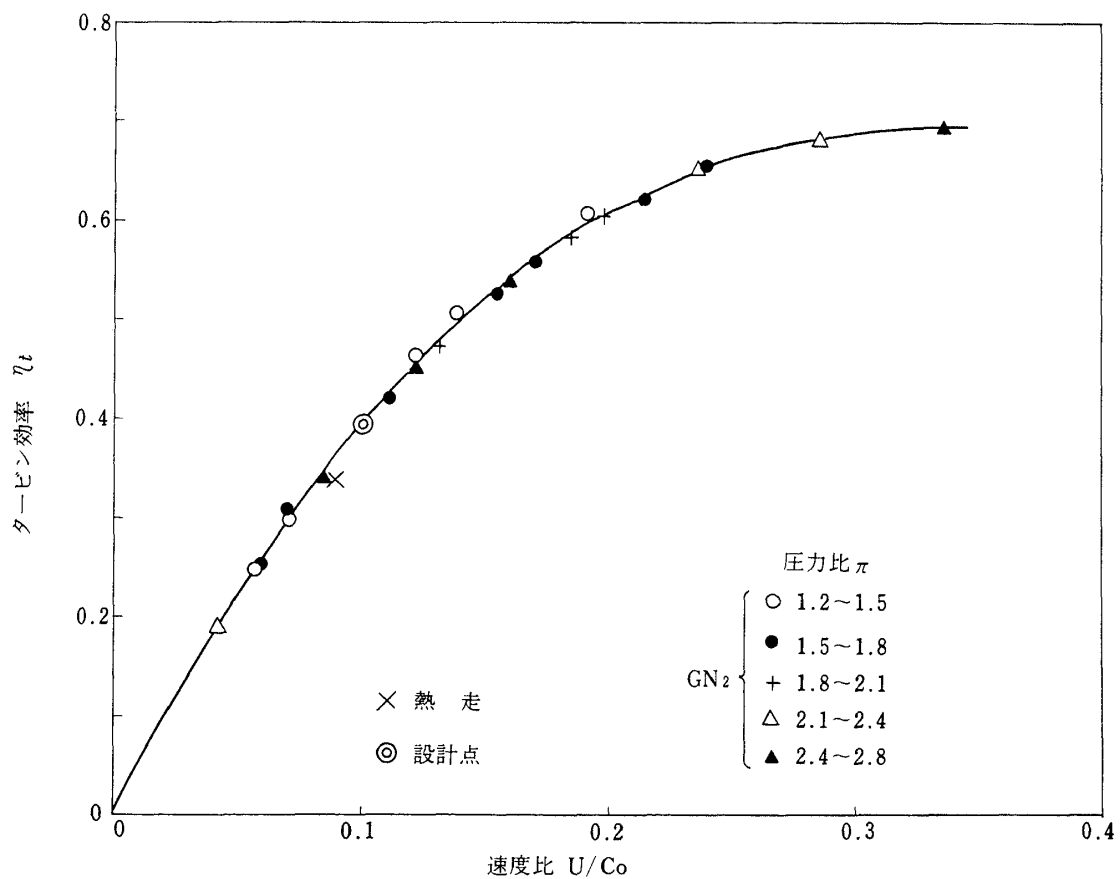


図 2.10 液酸ターボポンプタービン効率

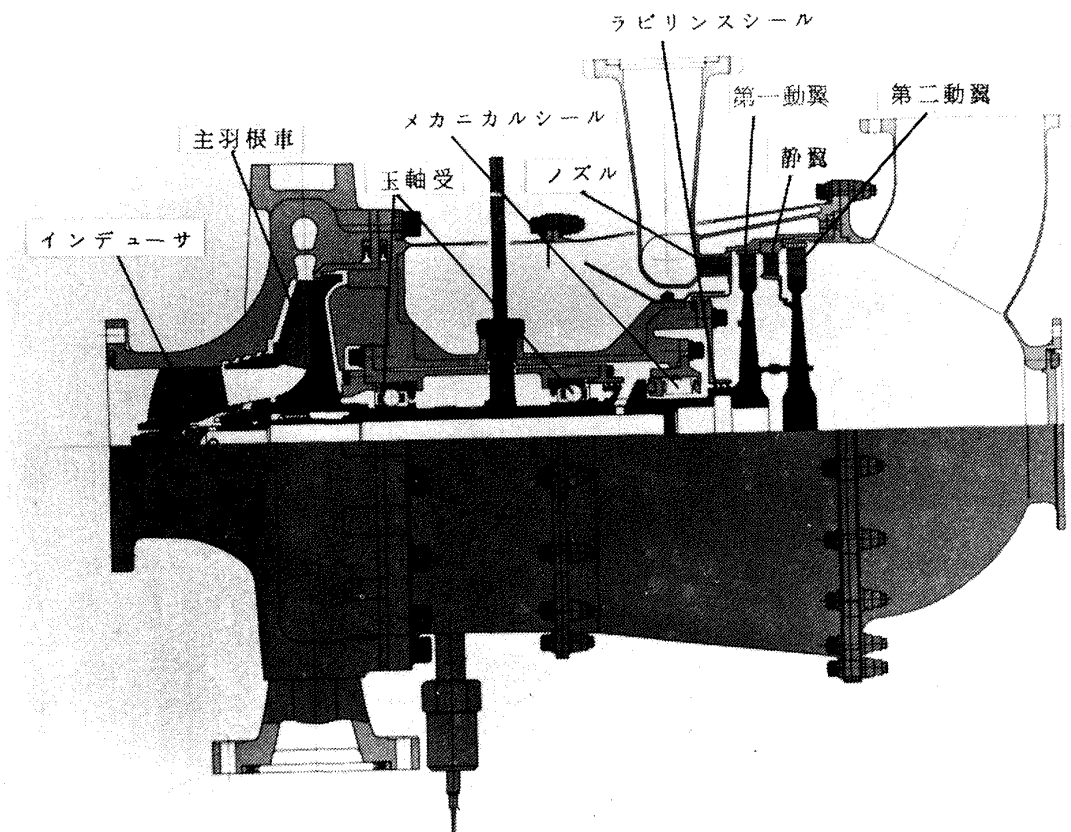
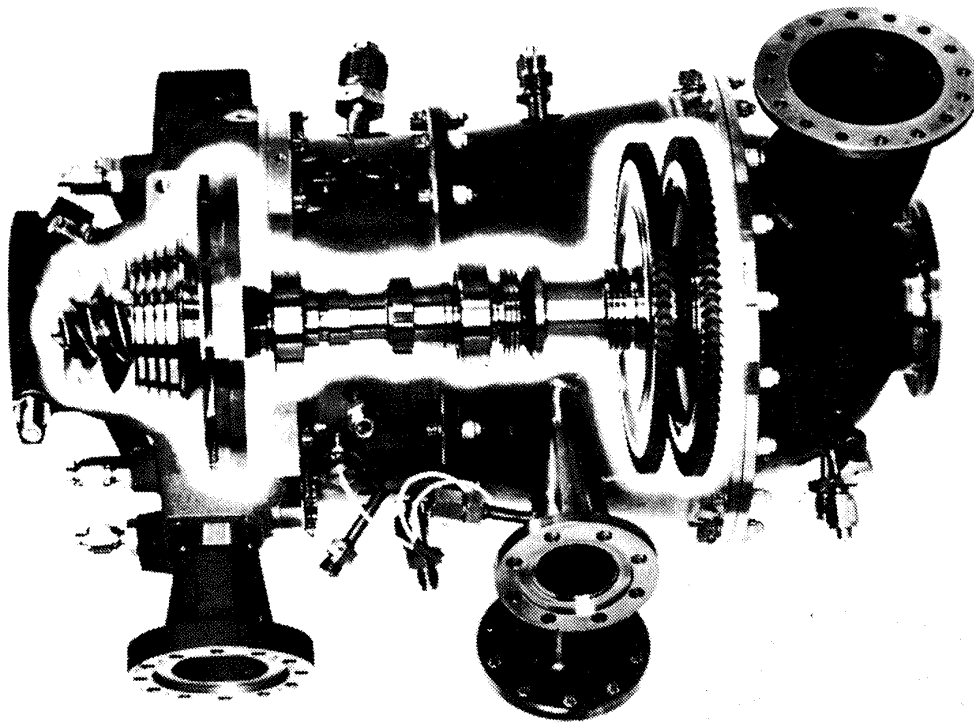


図 2.11 液水ターボポンプ（第 2 次試作）

### 2.3 液水ターボポンプ

液水ターボポンプの開発は宇宙開発事業団が主担当として進めたものであるが、特にインデューサ、自己潤滑軸受、メカニカルシールなどには航技研の

研究成果が直接取り入れられている。

第 2 次試作液水ターボポンプの主要構造を図 2.11 に示した。液酸ターボポンプと同様インデューサ付 1 段遠心ポンプと 1 段 2 列速度複式衝動タービンが

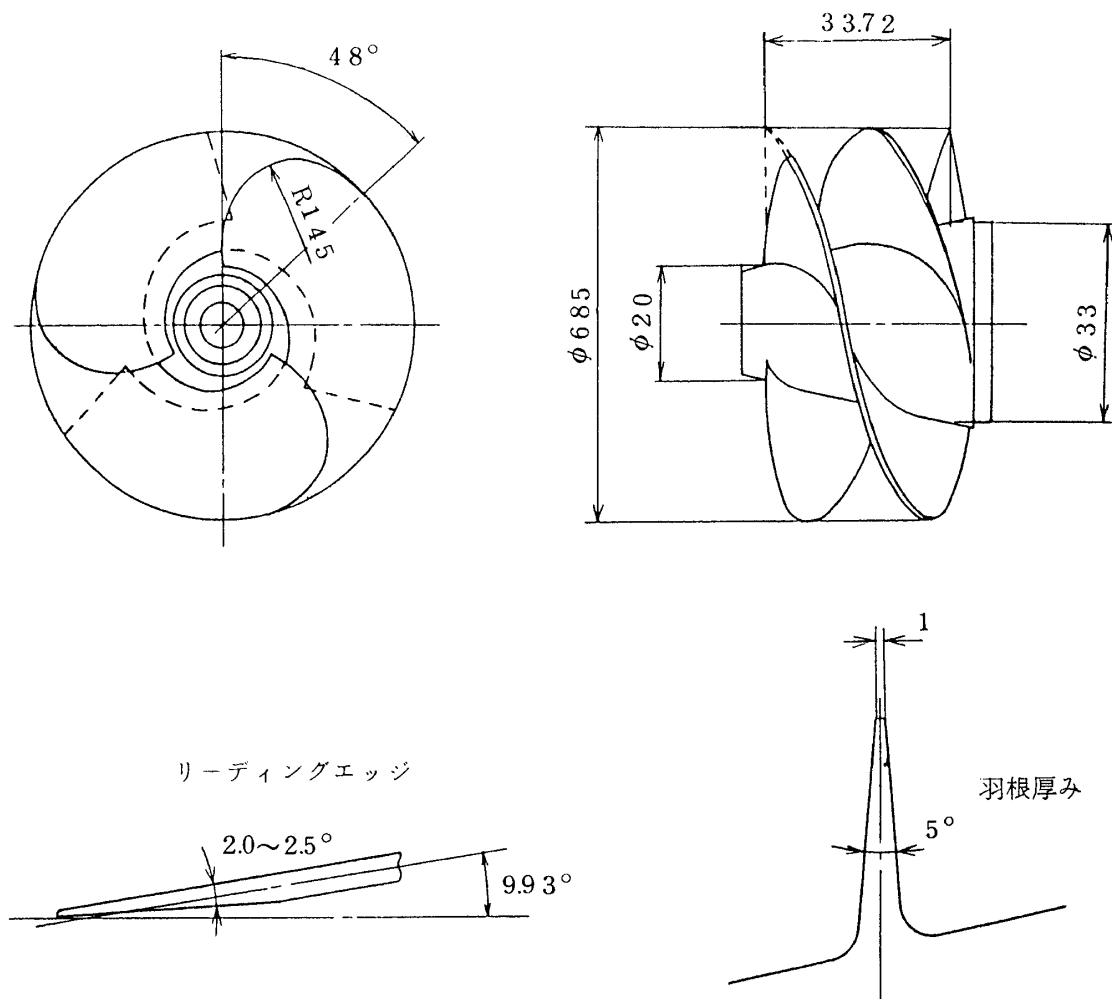


図 2.12 液水ターボポンプインデューサ形状

表 2.5 液水ターボポンプインデューサの  
主要設計諸元

必要 NPSH* (m)	56
吸込比速度* (rpm, m <sup>3</sup> /min., m)	4,477
入口流量係数: $\phi_1$	0.1
出口流量係数: $\phi_2$	0.117
圧力係数: $\psi_{ind}$	0.092
入口ボス比: $\xi_{h1}$	0.3
出口ボス比: $\xi_{h2}$	0.5
入口角度: $\beta_{t1}$ (度)	9.93
出口角度: $\beta_{t2}$ (度)	11.4
羽根数: $Z_{ind}$	3
ソリディティ (翼先端): S	2.6
後退巻き角度: $\theta_R$ (度)	48°

\* 設計流量の10パーセント増での値

表 2.6 液水ターボポンプ主羽根車主要設計諸元

必要 NPSH* (m)	353.8
吸込比速度* (rpm, m <sup>3</sup> /min., m)	1,071
入口流量係数: $\phi_3$	0.114
出口流量係数: $\phi_4$	0.11
圧力係数: $\psi_p$	0.55
入口角度: $\beta_{r3}$ (度)	11.4
出口羽根角度: $\beta_{imp0}$ (度)	35
入口幅: $b_3$ (mm)	12.9
出口幅: $b_4$ (mm)	38.1
出口羽根厚さ: $t_4$ (mm)	2
羽根数**: $Z_{imp}$	12

\* 設計流量の10パーセント増での値

\*\* 部分羽根6枚

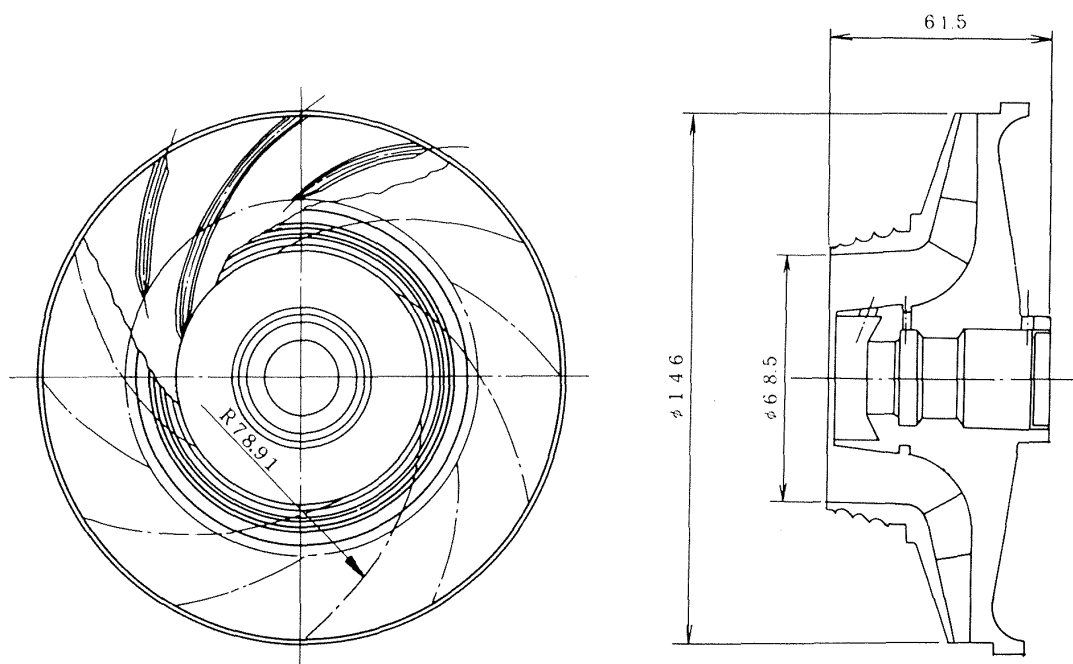


図 2.13 液水ターボポンプ主羽根車形状

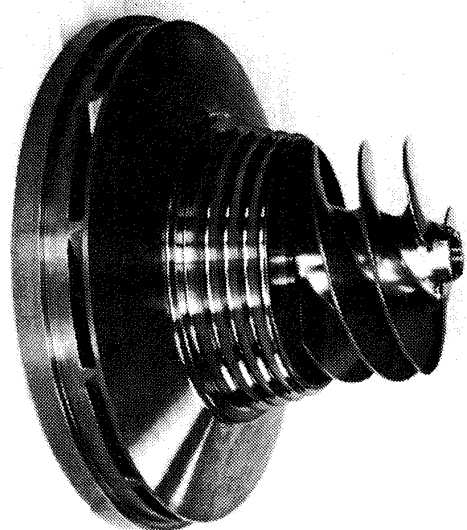


図 2.14 液水ターボポンプインデューサと主羽根車

主要部である。

後退翼 3 枚羽根ヘリカルインデューサの主要諸元を表 2.5 に、その形状を図 2.12 に示した。本インデューサの設計方法は液酸ポンプのものと同一である。主羽根車の主要諸元を表 2.6 に、その形状を図 2.13 に示した。機械加工のチタン合金製羽根車であり、前面シュラウドは羽根に拡散接合されている。インデューサと主羽根車の外観を図 2.14 に示した。うず形室は二重ボリュートであり、円錐形ディフューザが使用されている。

表 2.7 液水ターボポンプタービン主要寸法

	ノズル	第 1 動翼	静 翼	第 2 動翼
平 均 径 (mm)	152	152	152	152
羽 根 数	24	94	80	92
ピ ッ チ (mm)	10.85	5.08	5.97	5.19
パーシャリティ (%)	54.5			
入口羽根高さ (mm)	7.4	8.2	10.38	12.5
出口羽根高さ (mm)	7.4	9.44	11.4	13.3
入 口 角 度 (度)	90	27.0	42.0	44.0

タービン駆動ガスマニフォールドの断面積は全周にわたり一定であり、ノズルは 3 ケ所からなるパーシャルアドミッション翼形ノズルである。第 1 動翼は超音速翼形、静翼および第 2 動翼は亜音速翼形である。タービンノズル、動翼、静翼の形状ならびに寸法を図 2.15、表 2.7 に示した。

液水ターボポンプの軸系の軸方向推力は主羽根車後面シュラウドとケーシングによって構成される 2 個のオリフィスの絞り効果を利用する (図 4.20 参照) バランスピストン方式により調節される。バランスピストンの絞りを通過する液体水素の一部は 2 個の自己潤滑軸受を冷却し、ラビリンスで減圧され、メカニカルシールを冷却して、中空軸の内部を通って主羽根車入口部に戻る。ポンプ側液体水素は溶接ベロー式メカニカルシールにより軸封される。メカ

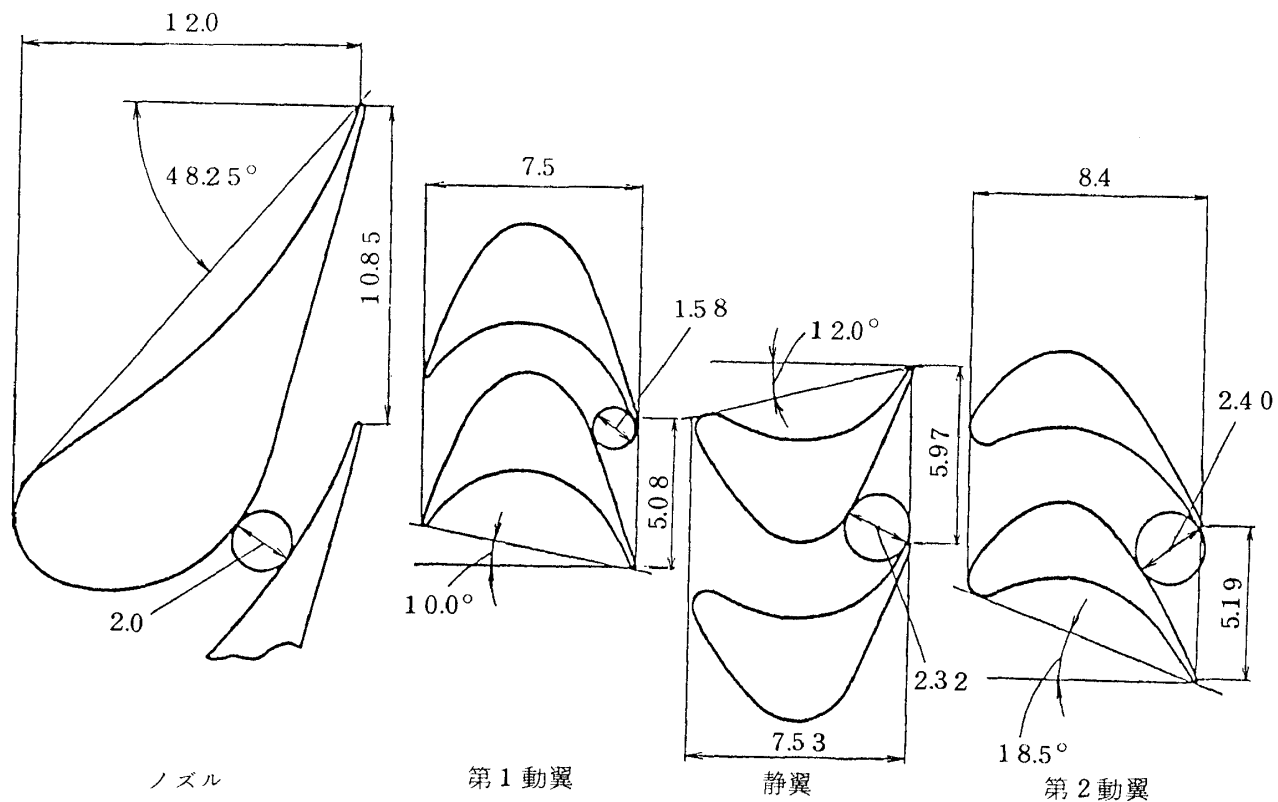


図2.15 液水ターボポンプタービン翼形状

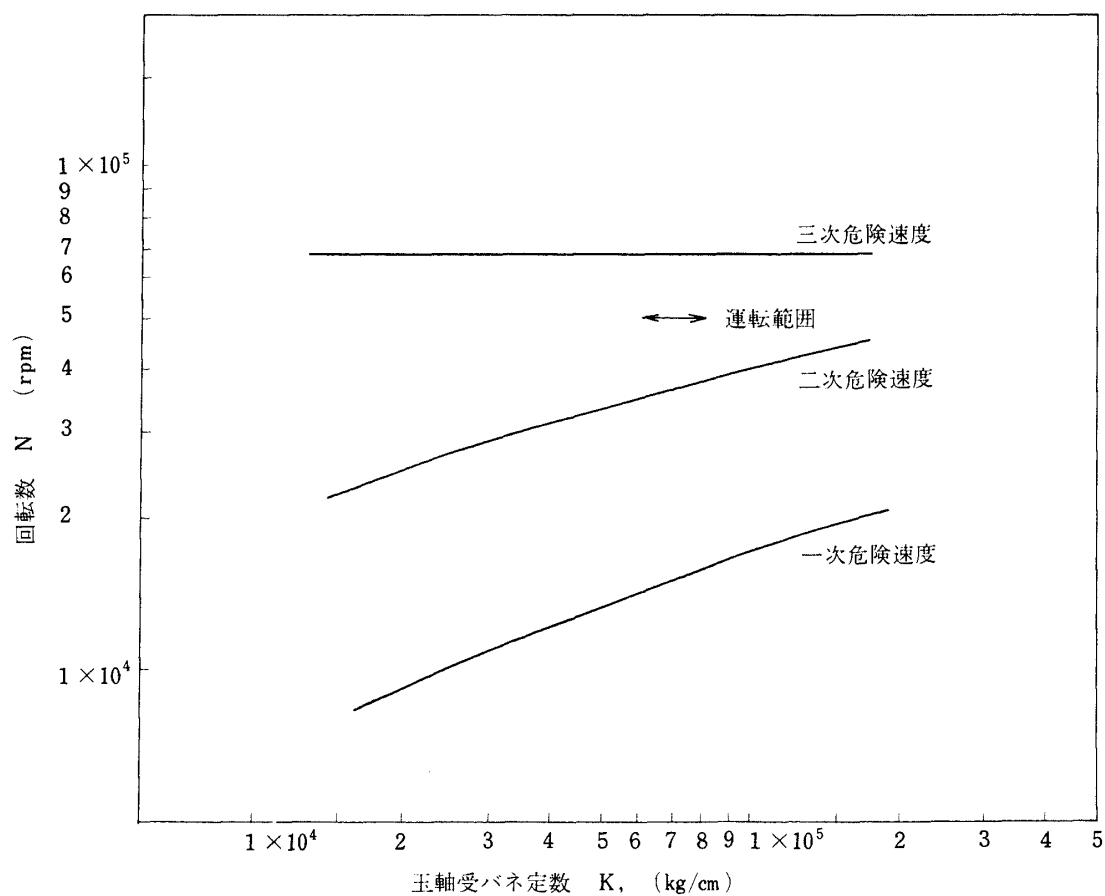


図2.16 液水ターボポンプ危険回転数

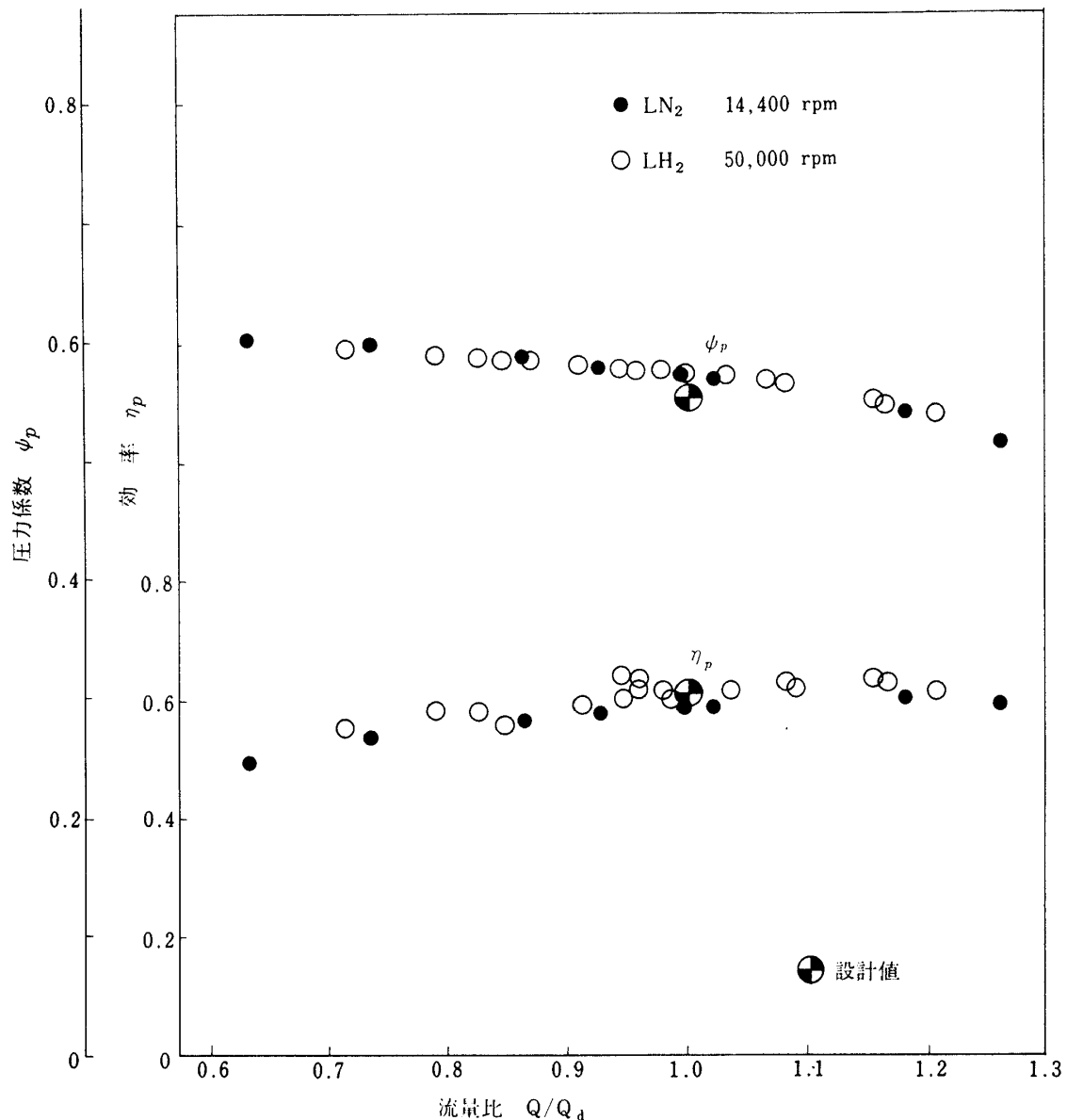


図 2.17 液水ポンプ一般性能

ニカルシールを漏れた低温水素ガスはラビリンスシールを通してタービン側に放出される。本ターボポンプは2次と3次の危険回転数の間で運転される(図 2.16)。

液水ターボポンプについてもターボポンプシステム試験までにポンプ単体、タービン単体ならびにターボポンプアセンブリについて、航技研角田支所、石川島播磨重工業(株)相生ロケット試験センターならびに宇宙開発事業団角田ロケット開発センターにおいて各種試験が行われた。

液体水素ポンプ単体について、航技研で行った液体窒素を作動流体とする模擬性能試験ならびに宇宙

開発事業団角田ロケット開発センターで行った実液性能試験で得られた結果を図 2.17, 2.18 に示した。圧力係数  $\psi_p$  は設計値を若干上回っている。一方効率はほぼ設計値に一致している。吸込性能については、図 2.18 のように、必要  $NPSH = 56\text{m}$  の条件を十分満たしている。

タービン単体について駆動用にガス窒素を用いて航技研で行った冷走試験ならびに石川島播磨重工業(株)相生ロケット試験センターで行われた熱走試験で得られた性能を図 2.19 に示した。タービン効率は設計値にかなり良く一致している。

液水ターボポンプアセンブリについては相生ロケ



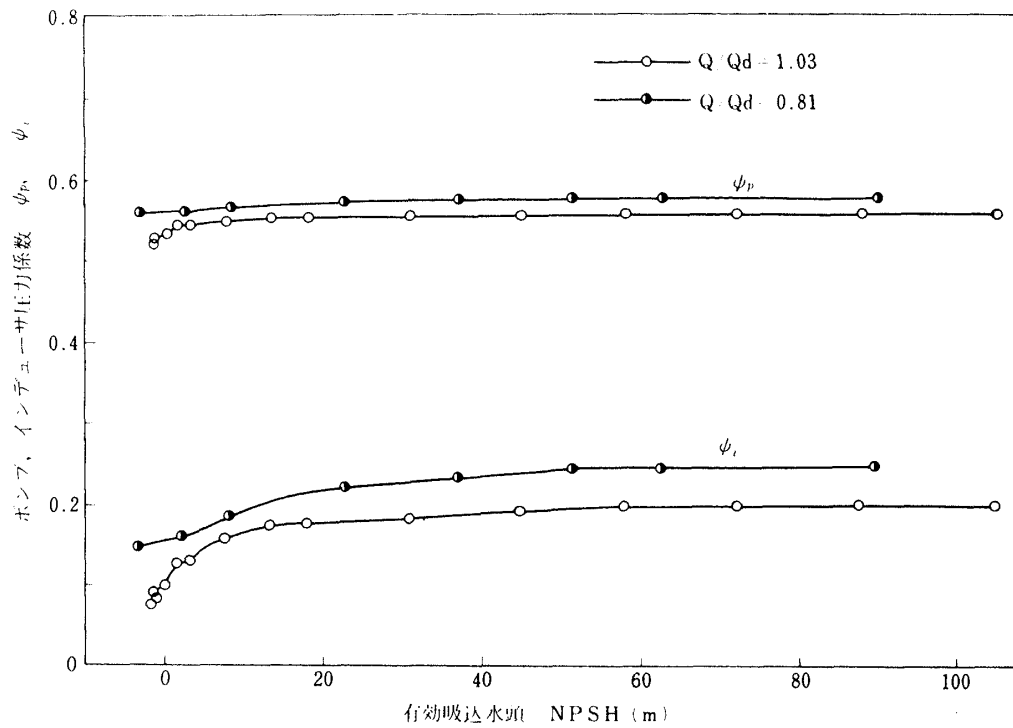


図 2.18 液水ポンプ吸込性能

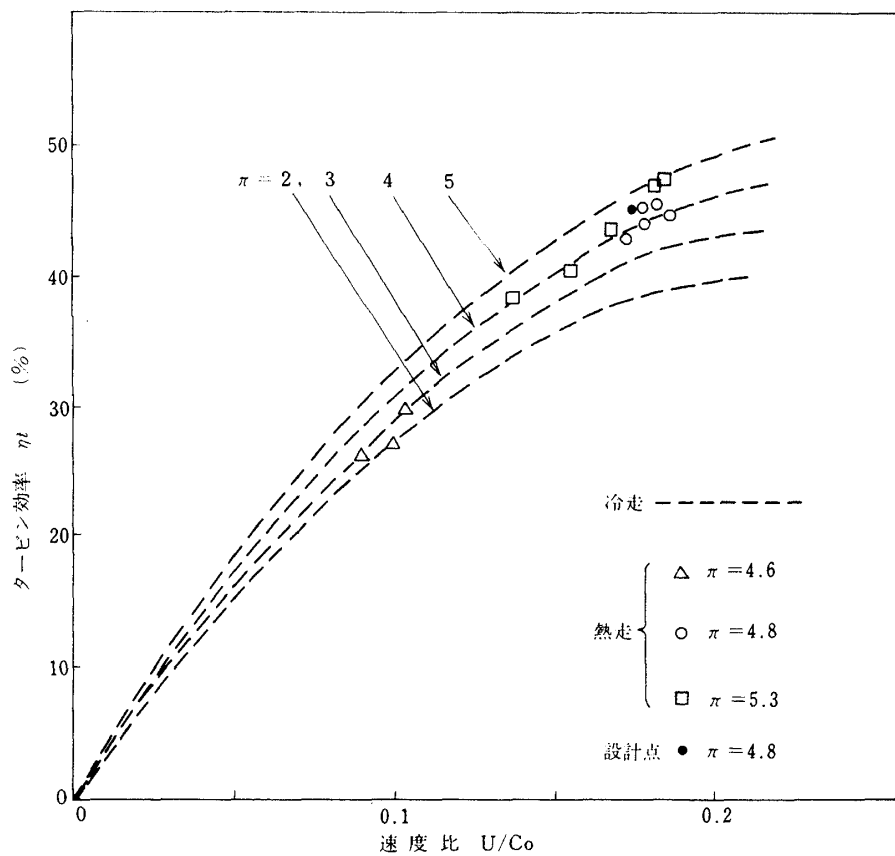


図 2.19 液水ターボポンプタービン効率

ット試験センターにおいて水素ガスタービン駆動・ポンプ実液試験ならびにガス発生器駆動・ポンプ実液試験が行われ、ポンプ・タービン間の性能や構造についての整合性が確認された。

## 2.4 ガス発生器

ガス発生器の開発研究は宇宙開発事業団が主担当として進められた<sup>3)</sup>。

ガス発生器の主要諸元を表 2.8 に、その概略形状を図 2.20 に示した。噴射器は 12 個の同軸型エレメントならびに燃焼室壁面をフィルム冷却する 8 個のシャワーヘッド噴孔を有している。フィルム冷却量はガス発生器に供給される全液体水素量の約 5 % である。ガス発生器の点火は点火ポートに取り付けた点火器により行った。

表 2.8 ガス発生器主要諸元

項 目	諸 元
推 進 薬 流 量	0.466 kg/s
混 合 比 (O/F)	0.9
燃 焼 圧 力	2.6 ata
燃 焼 温 度	890 K
冷 却 方 式	シャワーヘッドフィルム冷却

ガス発生器単体の試験は相生ロケット試験センターならびに角田ロケット開発センターにおいて行われ、広い作動範囲にわたり安定した燃焼性能を示すこと、またガス発生器出口における燃焼温度のばらつきも比較的少ないことが確認されている<sup>4)</sup>。

## 2.5 ターボポンプシステム

ターボポンプシステムは液酸ターボポンプ、液水ターボポンプ、ガス発生器、ガス発生器点火器、推進薬弁、制御弁、配管などから構成される。図 2.21 にターボポンプシステムの系統を示す。主要供試部はエンジンへの艤装も考慮に入れて、液酸・液水ターボポンプ、ガス発生器などが円筒形の架台の外側に取り付けられている。

両ターボポンプ出力のマッチングの調整は主に液酸タービンバイパス弁 (LTBV) により行われる。ターボポンプの出力の制御は推力制御弁 (TCV) ならびに混合比制御弁 (MRCV) により行われる。TCV はタービン駆動ガスの一部を液水タービン入口から液酸タービンの排気ダクトへブリードする。LTBV と MRCV は液酸タービン入口から排気ダクトへブリードする。

ガス発生器の出力調整はガス発生器の推進薬供給ラインに組込まれる調整用オリフィスにより行った。供試部の架台取付状況を図 2.22 に示す。

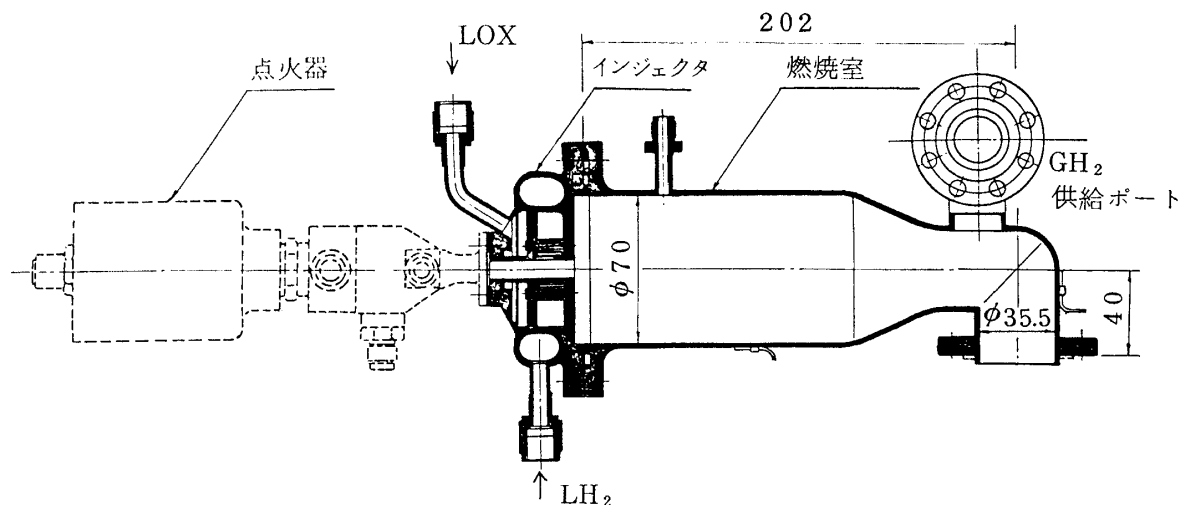


図 2.20 ガス発生器

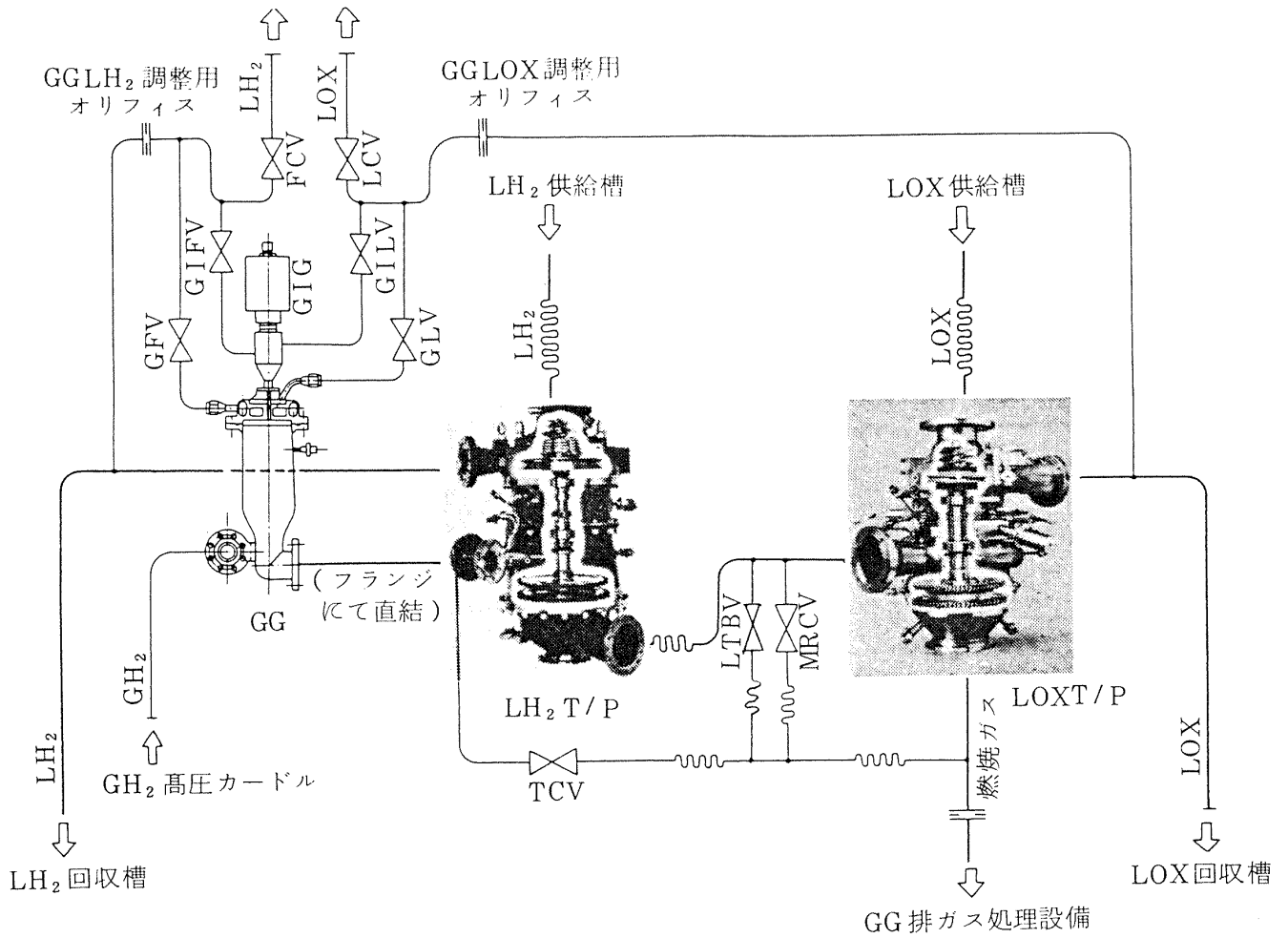
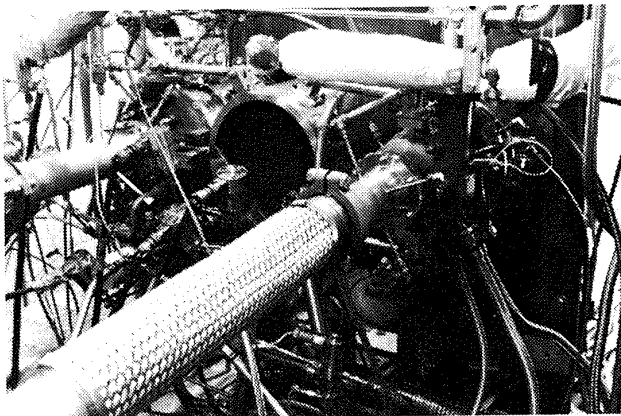
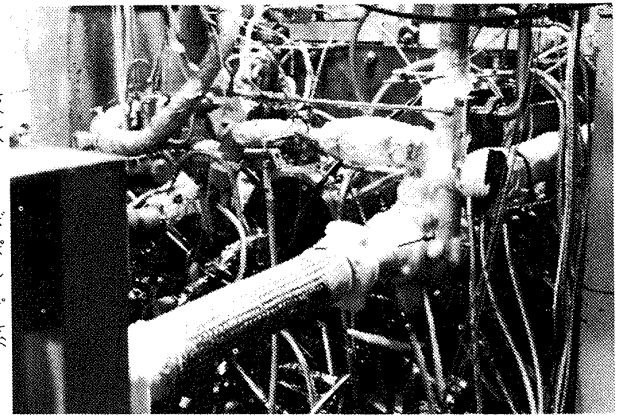


図 2.21 ターボポンプシステム試験系統図 (閉ループ熱走)



試験前



試験後

図 2.22 ターボポンプシステム供試部

### 3. 試験装置と方法

#### 3.1 概要

今回のターボポンプシステム試験は液酸・液水ターボポンプ系の開発研究における初めての試みであった。その試験手順、起動シーケンスなどを確立するまでにはかなりの危険性が考えられたため、試験は下記の段階をおって慎重に進めた。

- (1) 冷走試験
- (2) 開ループ熱走試験
- (3) 閉ループ熱走試験

これらの試験は宇宙開発事業団角田ロケット開発センターの液酸・液水エンジン供給系総合試験設備を用いて行った。

#### 3.2 冷走試験

ガス発生器の燃焼ガスでタービンを駆動する熱走試験に先立ち、ターボポンプシステム各部の流力ならびに機械的整合性の確認を目的として、ポンプ作動流体は実液とし、ガス水素によりタービンを駆動

する冷走試験を行った。冷走試験の系統を図3.1に示した。

供給槽からの液体酸素ならびに液体水素はポンプで昇圧され、流量制御弁により減圧されて回収槽に達する。タービン駆動用ガス水素は高圧水素カードルにより供給される。調圧弁により任意の圧力に調圧された水素ガスはガス発生器の出口付近から流入する。タービン駆動後のガス水素はグランドスタックに導かれ、燃焼処理される。

供試体ならびに配管系の予冷は以下の手順にしたがって行った。液酸ならびに液水供給槽を約1気圧（ゲージ圧）に加圧し、まず吸込管と供試体を徐々に冷却した。以上の部分の予冷が完了した時点から吐出配管系の予冷を行った。試験開始直前には供試体ガス抜き弁の開閉により吸込配管のガス抜きを行い、特にポンプ入口配管に脈動の発生しないことを確認した。

#### 3.3 開ループ熱走試験

開ループ熱走試験は本研究の最終段階である閉ル

- [F] フィルター
- [8] タービン流量計
- [T] 遠隔操作弁
- [D] 減圧弁

TCV : 推力制御弁  
MRCV : 混合比制御弁

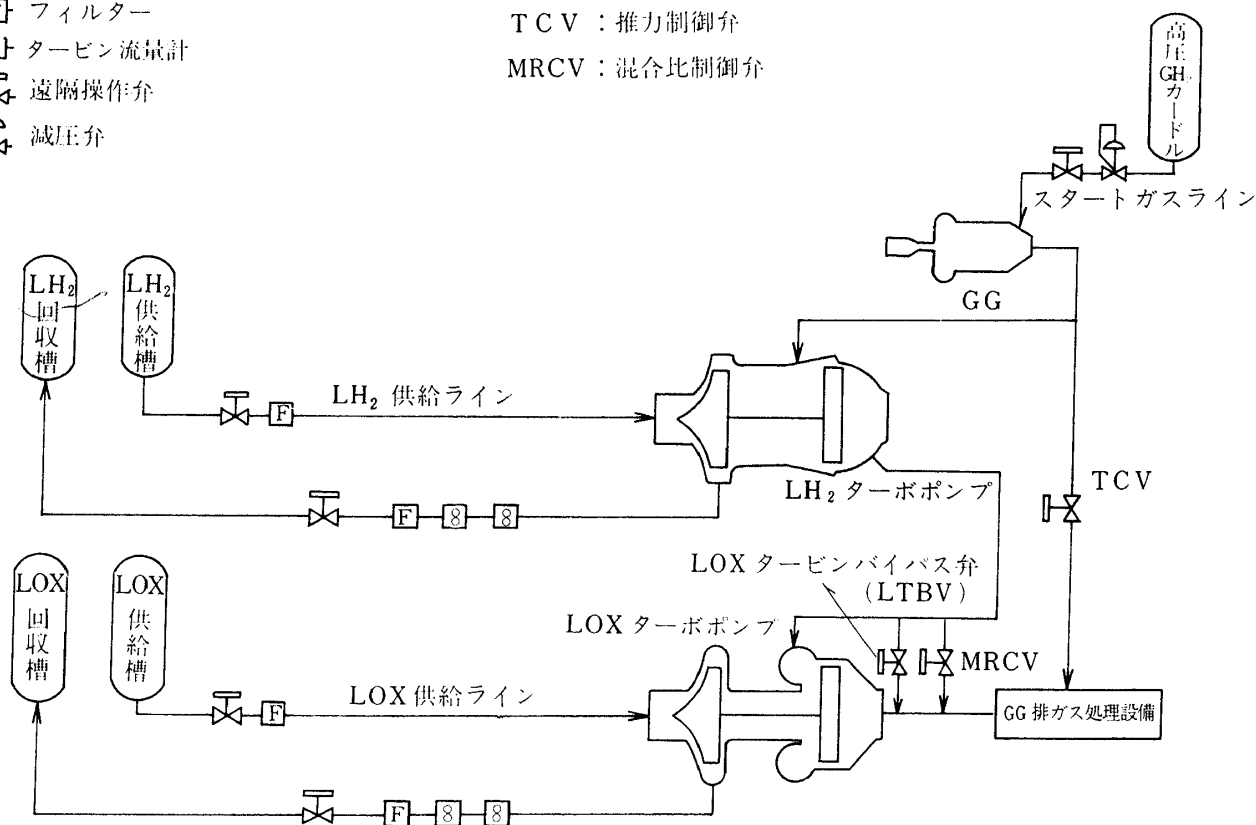


図 3.1 冷走試験系統図

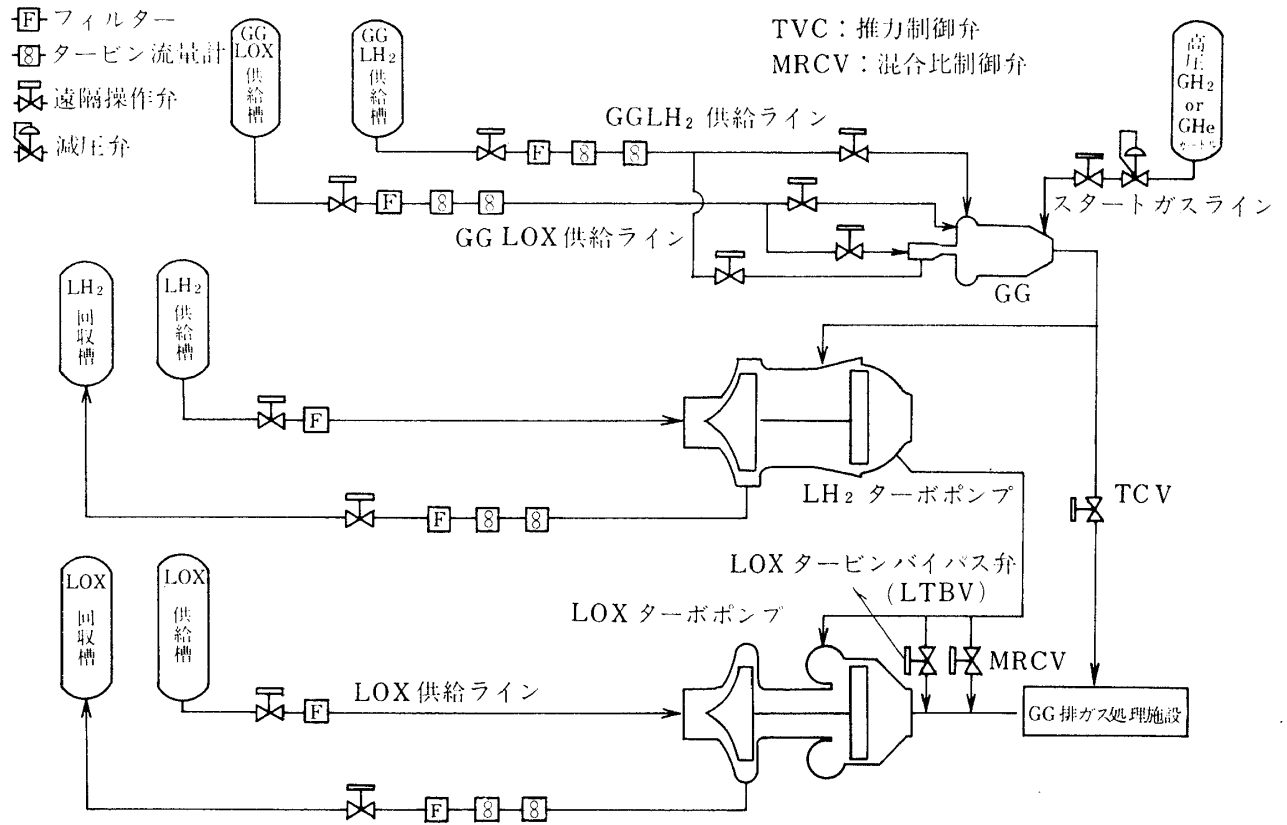


図 3.2 開ループ熱走試験系統図

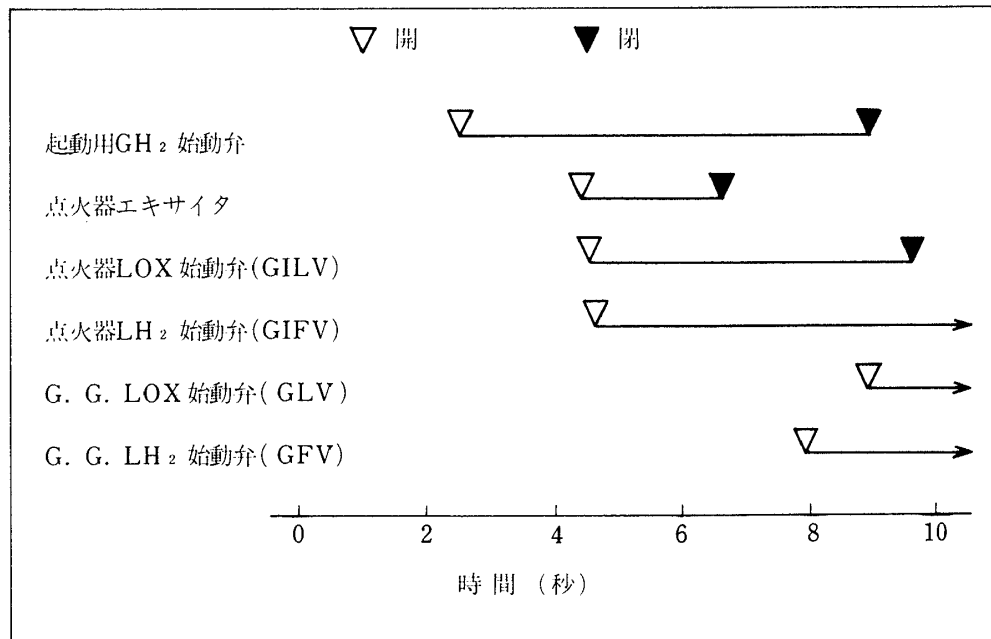


図 3.3 起動シーケンス例 (開ループ熱走)

ープ熱走（自立運転）に先立ち、ガス発生器には設備供給槽から推進薬を供給する方式である。駆動ガスシステムが独立しているため、閉ループ熱走に比べて、試験が容易である。この試験は高温ガス駆動における両ターボポンプの性能の整合性ならびにターボポンプシステム各部の機械的整合性を調べるために行ったものである。

閉ループ熱走試験の系統の概略を図 3.2 に示した。ガス発生器の点火器にも同じく設備供給槽から推進薬が供給される。

両ターボポンプおよび吸込・吐出配管の予冷方法は前節（3.2）と同じである。ガス発生器の推進薬供給配管についても、液体が流れる状態になるまで十分な予冷を行った。

本システムの起動は、まず前節の冷走試験と同様にガス水素で行う。起動から数秒の後ガス発生器に着火し、その燃焼ガスでタービンを駆動する熱走に移行する。この起動シーケンスの 1 例を図 3.3 に示した。

### 3.4 閉ループ熱走試験

本研究の最終目的である閉ループ熱走（自立運転）試験はポンプから吐出された液体酸素ならびに液体水素の一部をガス発生器に導き、燃焼させ、その燃焼ガスでタービンを駆動する運転方式である。この方式は実際のエンジンにおけるターボポンプシステムの運転を模擬したものである。

閉ループ熱走試験の概略系統を図 3.4 に示した。

ガス発生器・点火器への推進薬の供給には、エンジンシステムをまとめるのに必要な技術資料を取得することを目的として、2つの方式を用いた。1つは両ポンプの吐出側から推進薬の一部を点火器に供給する方式（点火器クローズ）、他方は設備の高圧ポンプを使用して、点火器にガス酸素とガス水素を供給する方式（点火器オープン）である。点火器クローズ方式では推進薬の混合比を適正にできずしばしば点火器の不点火が発生し（表 4.1 の備考欄参照）、目的を達成するまでにかなりの試験回数を必要とした。

起動前の予冷は前節と同じ方法で行った。ただし

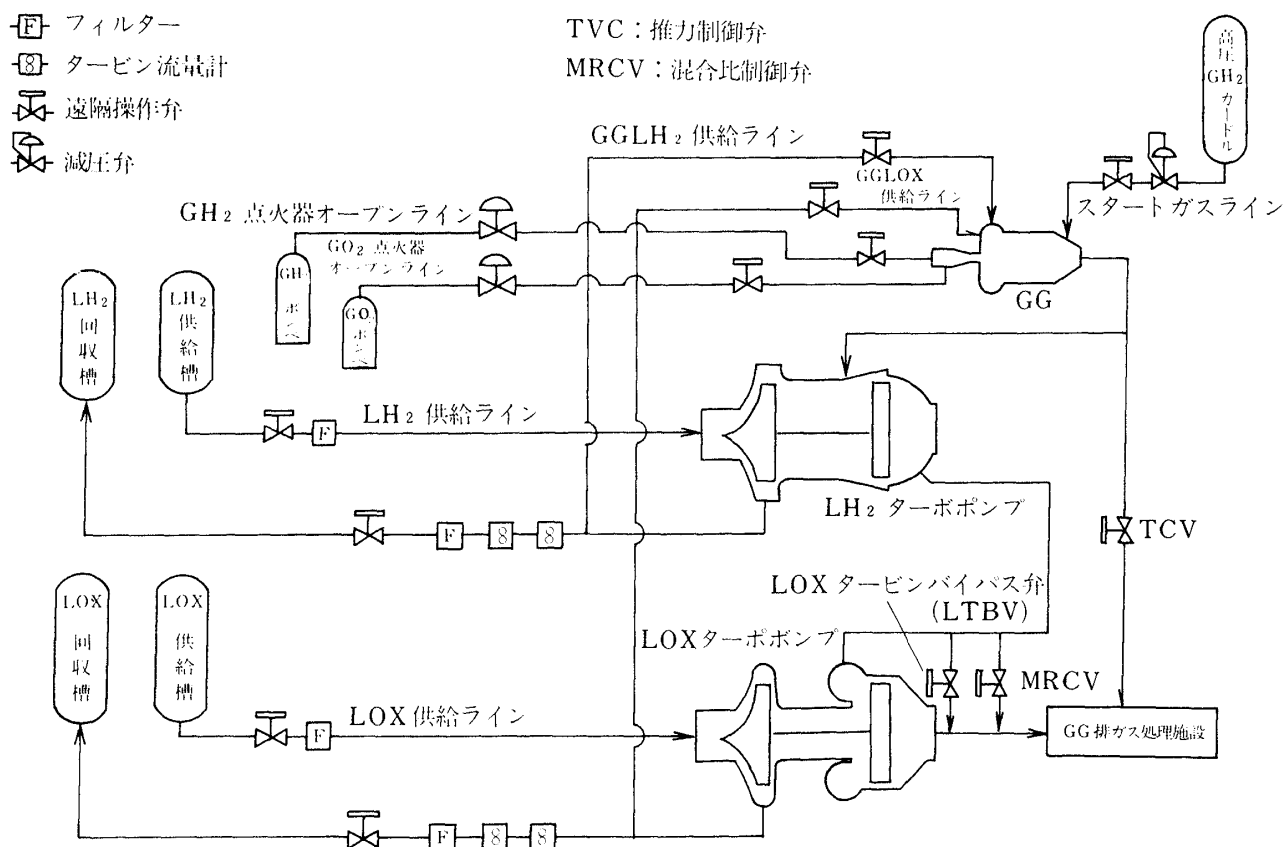
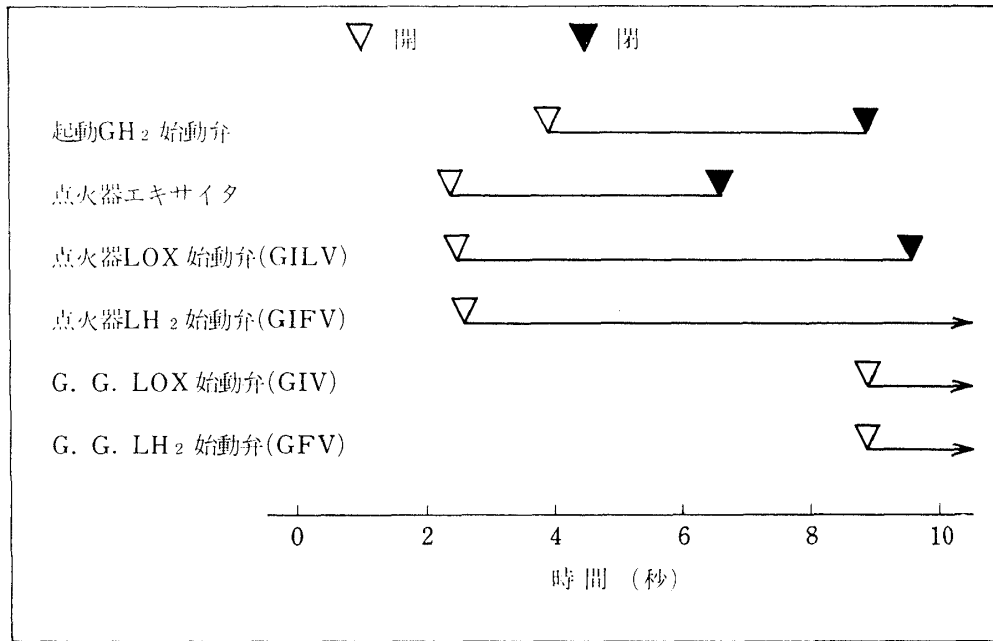
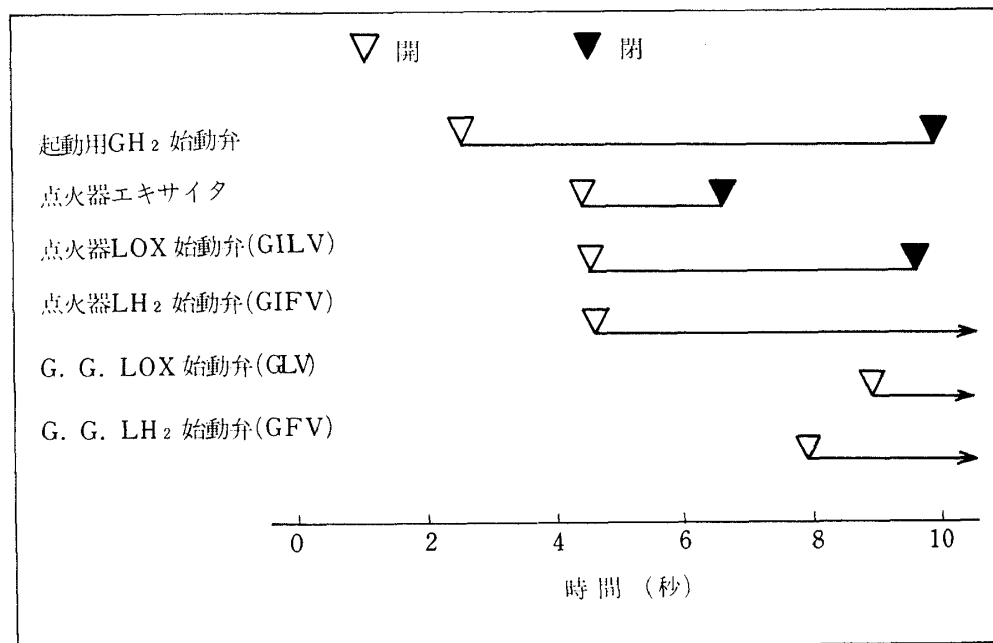


図 3.4 閉ループ熱走試験系統図



(a) 点火器オープン



(b) 点火器クローズ

図 3.5 起動シーケンス例（閉ループ熱走）

ポンプ吐出側からガス発生器始動弁までの推進薬供給ラインについては、開ループ熱走試験とは異なり、予冷時における供給圧力が低いため、予冷流量が少なく、十分に予冷が行えない場合があった。

両ターボポンプの起動は開ループ熱走と同様、最初の数秒間を水素ガス駆動で行ない、そのあと閉ループのガス発生器燃焼ガス駆動に移行する方法とした。起動時におけるポンプ吐出側の混合比（液体酸

素重量流量 / 液体水素重量流量）ならびに定常運転時における混合比を変化させるため、図 3.3 のTCV, LTBV ならびにMRCV を使用した。点火器オープンならびに点火器クローズでの起動シーケンスの例を図 3.5 に示した。

### 3.5 計測系

圧力計測は実負荷較正を行った歪ゲージ型の検出

器を用い、ガス発生器に関する圧力やポンプ入口圧力などの速い応答速度が必要なものについては圧力取出導管を短くした。

温度計測は液体水素系に対して液体窒素沸点を基準接点とした Au・Fe-CR 熱電対を、また液体酸素系に対しては CR-C または C-A 熱電対を使用した。高精度が要求される温度計測に対してはローズマウント社の極低温用  $P_t$  測温抵抗体を使用した。

流量計測は、推進薬流量に対してタービン式流量計を使用した。ただし閉ループ熱走時のガス発生器に流入する推進薬の流量は差圧式流量計により測定した。液酸ターボポンプ・軸シールのガスヘリウムパージ量に対してはサーマルマスフローメータを用いた。

供試体の振動加速度はピエゾ型加速度計により、またターボポンプの軸変位は渦電流式変位計により測定した。ターボポンプの回転数は渦電流式変位計と電磁式回転計を併用した。

データ収録および処理は全て TOSBAC-40C とそのソフトウェアにより行った。

## 4. 結果と考察

### 4.1 概要

ターボポンプシステム試験の回数ならびに試験累計時間は次のごとくである。

- |              |        |          |
|--------------|--------|----------|
| (1) 冷走試験     | 計 6 回  | 時間 237 秒 |
| (2) 開ループ熱走試験 | 計 3 回  | 時間 136 秒 |
| (3) 閉ループ熱走試験 | 計 17 回 | 時間 158 秒 |
- 以上の試験の概要を表 4.1 に示した。

冷走試験ならびに開ループ熱走試験までは比較的順調に進んだが、閉ループ熱走試験においてはガス発生器の着火ミスがしばしば発生した。この問題を解決して最終的には起動方式を確立することができた。

### 4.2 冷走試験

ガス水素でタービンを駆動する冷走試験における液酸、液水ターボポンプの動作点を、液水タービン入口圧力とターボポンプ回転数の関係として図 4.1 に示した。図中には付録 2 に示した本ターボポンプシステム計算により求めた動作点の予測値(計画値)

も示した。この計算においては両ターボポンプのポンプ流量比を  $Q/Q_d = 1$  としている。試験結果と予測値は比較的良く一致している。ただし試験においては、図中に示したように、流量比  $Q/Q_d = 1$  の条件を十分に満たすことができなかったため、特に液水ターボポンプの回転数が若干計画値を下回った。試験時の流量比を用いて再度求めた動作点の計算値を図中に黒丸で示した。この計算値と試験結果は極めて良く一致している。このことから、これ以後の試験を進める上で必須となるターボポンプシステムの計算法(付録 2)の確かさが確認できた。

以上の結果から、独立二軸直列タービン方式の本ターボポンプシステムにおける両ターボポンプのマッチングはほぼ計画通りであることが確認できた。

### 4.3 開ループ熱走試験

ガス発生器燃焼ガス駆動による熱走のデータの詳細を表付 1-1 に示した。運転状況を示すアナログデータ例を図 4.2 に示した。ガス水素駆動による起動からガス発生器燃焼ガス駆動による運転にスムーズに移行している。起動からおよそ 4 秒後に現われている液水ターボポンプ系の液水ポンプ吐出圧力、回転数、流量のオーバーシュートは液酸タービンバイパス弁(LTBV)を開の状態では起動しているため、液水タービンの圧力比が大きくなるためである。起動から約 8 秒後に LTBV は閉じられている。定常運転に達した後液酸ターボポンプ系の液酸ポンプ吐出圧力、回転数、流量の 2 ケ所に異常な変動が発生している。これはポンプ吐出側流量制御弁の開度の制御に問題があり、開度の変動したためである。

図 4.2 に示した試験の定常運転での計画値ならびに結果の主要な値を表 4.2 に示した。液酸、液水ターボポンプともに若干出力( $\propto$ ポンプ圧力上昇  $\Delta P \times$  ポンプ吐出流量  $Q$ ) が大きい。また LOX および  $\text{LH}_2$  ポンプの流量比が計画値からかなりずれている。前者はガス発生器の出力調整が十分でなかったこと、後者は流量制御弁の設定が十分でなかったことにより生じたものである。 $\text{LH}_2$  タービン入口圧力と温度ならびにポンプ流量比の値に試験結果を用い、再度求めたこのターボポンプ系の計算値を表 4.2 に示した。結果と計算値は極めて良い一致を示した。なお



表 4.1 ターボポンプシステム試験概要

試 験	55年 月 日	試験番号	試験時間 (SEC)	冷走CH <sub>2</sub> 圧 力 (ata)	G G 燃焼 圧 力 (ata)	LH <sub>2</sub> T/P		LOX T/P		備 考		
						回 転 数 (RPM)	吸込圧 (ata)	回 転 数 (RPM)	吸込圧 (ata)			
ターボポンプシステム試験	(冷走)	5.26	KT4-2-1	約 40	9.8		288×10 <sup>4</sup>	4.9	93 ×10 <sup>3</sup>	5.1	低回転冷走試験	
		5.27	2	15	6.5		246×10 <sup>4</sup>	4.7	6.98×10 <sup>3</sup>	5.3	〃	
			3	15	6.4		249×10 <sup>4</sup>	4.8	7.13×10 <sup>3</sup>	5.3	〃	
		5.28	4	15	4.0		177×10 <sup>4</sup>	4.6	4.35×10 <sup>3</sup>	5.2	〃	
			5	100	19.5		400×10 <sup>4</sup>	5.1	140×10 <sup>4</sup>	5.3	定格冷走試験	
			6	94	23.2		433×10 <sup>4</sup>	5.0	154×10 <sup>4</sup>	5.3	〃	
	(開 ループ熱走)	5.31	KT4-3-1	35	4.5	10.8	291×10 <sup>4</sup>	4.9	8.93×10 <sup>3</sup>	5.4	低回転熱走試験	
		6. 5	2	40	5.4	28.9	4.83×10 <sup>4</sup>	4.0	1.74×10 <sup>4</sup>	3.8	定格熱走試験	
			3	100	5.6	28.0	4.83×10 <sup>4</sup>	3.0	1.78×10 <sup>4</sup>	3.4	〃	
	(閉 ループ熱走)	6.17	KT4-4-1	11	5.5						点火器 クローズ	G G 着火ミス
			2	11	7.3						〃	G G 着火ミス
			3	8	5.0						〃	トーチ点火ミス
			4	11	5.4						〃	G G 着火ミス
		6.24	5	12	6.0						〃	G G 着火ミス
			6	25	4.6	26.7	4.59×10 <sup>4</sup>	3.8	1.63×10 <sup>4</sup>	5.4	〃	定 格 試 験
			7	8	4.2						〃	トーチ点火ミス
			8	13	4.2						〃	G G 着火ミス
			9	7	4.6						〃	トーチ点火ミス
		6.27	10	50	6.4	26.3	4.72×10 <sup>4</sup>	3.7	1.59×10 <sup>4</sup>	5.2	点火器 オープン	定 格 試 験
			11	34	6.3	28.5	4.86×10 <sup>4</sup>	3.6	1.67×10 <sup>4</sup>	5.1	〃	〃
			12	13	6.4						〃	G G 着火ミス
			13	13	4.7						〃	G G 着火ミス
			14	59	5.2	30.8	4.93×10 <sup>4</sup>	3.6	1.83×10 <sup>4</sup>	5.2	〃	定 格 試 験
		7. 2	15	45	6.2	27.6	4.86×10 <sup>4</sup>	3.6	1.64×10 <sup>4</sup>	5.2	点火器 クローズ	〃
			16	8	10.0						点火器 オープン	トーチ点火ミス
			17	28	9.9	28.3	4.90×10 <sup>4</sup>	3.6	1.67×10 <sup>4</sup>	4.7	〃	定 格 試 験

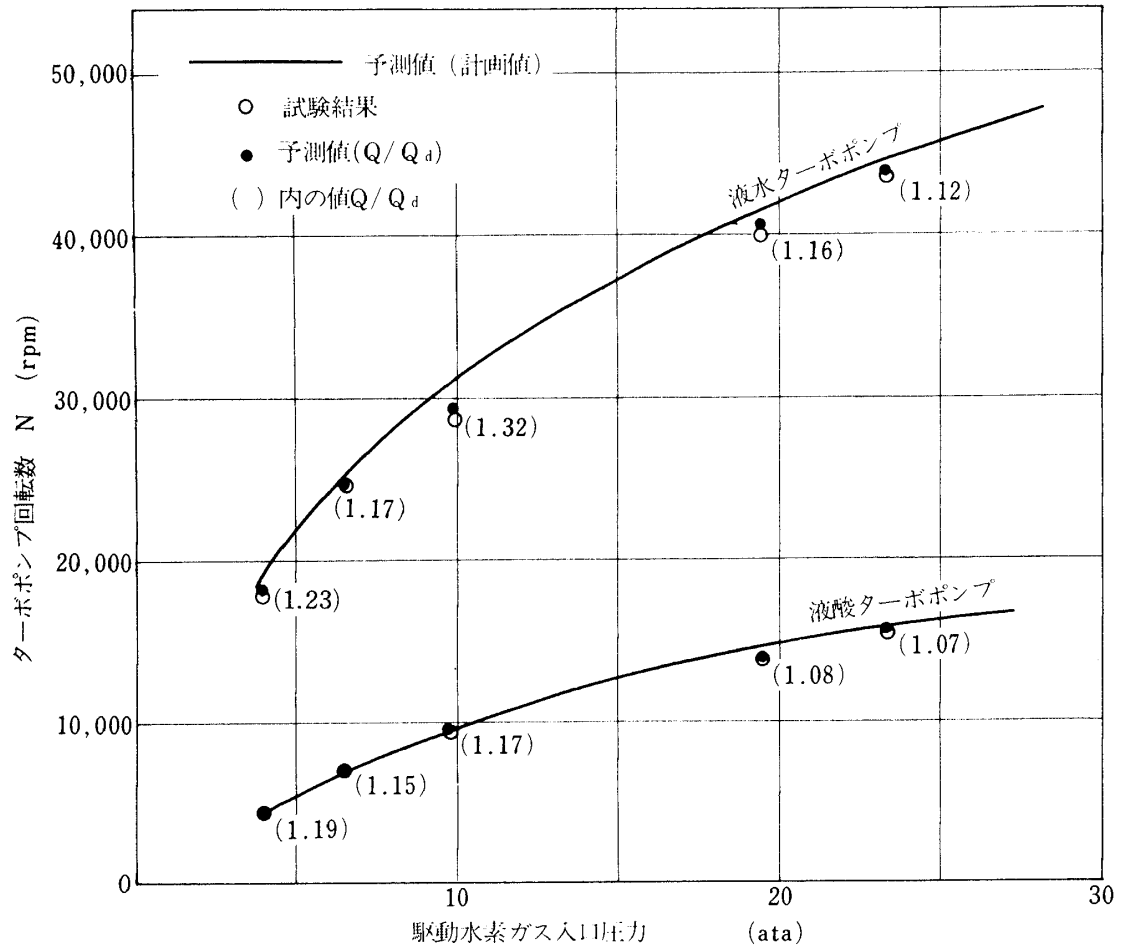


図 4.1 ターボポンプ作動点 (冷走試験)

表 4.2 開ループ熱走試験の結果

	単位	計画値	結 果	計算値
LH <sub>2</sub> ターボポンプ回転数	rpm	48350	48255	48317
LOXターボポンプ回転数	rpm	16540	17385	17405
LH <sub>2</sub> ポンプ圧力上昇	at	5.46	5.38	5.29
LOXポンプ圧力上昇	at	5.00	5.30	5.35
LH <sub>2</sub> ポ ン プ 流 量	ℓ/s	50.0	54.4	54.4
LH <sub>2</sub> ポンプ流量比 Q/Q <sub>d</sub>		1.03	1.12	1.12*
LOXポ ン プ 流 量	ℓ/s	17.2	19.1	19.1
LOXポンプ流量比 Q/Q <sub>d</sub>		1.00	1.06	1.06*
LH <sub>2</sub> タービン入口圧力	ata	26.0	27.14	27.14*
LOXタービン入口圧力	ata	5.4	5.8	6.0
LOXタービン出口圧力	ata	3.1	3.0	3.0
LH <sub>2</sub> タービンガス流量	kg/s	0.491	0.494	0.510
LOXタービンガス流量	kg/s	0.412	—	0.43
LH <sub>2</sub> タービン入口温度	K	861	866	866*
LOXタービン入口温度	K	732	733	737

\* 計算における入力値

開ループ試験における LH<sub>2</sub> タービンガス流量は、ガス発生器に流入する推進薬流量の測定値から求めたものであり、この推進薬流量はタービン式流量計により測定したものである。したがってかなり高い精度が保証されている。

以上のように開ループ熱走試験においても、このターボポンプ系はほぼ計画通りであることが確認でき、本研究の最終段階である閉ループ熱走試験へ進めることとなった。

#### 4.4 閉ループ熱走試験

##### 4.4.1 定常性能

閉ループ熱走試験のデータの詳細を表付 1-2 に示した。試験初期には表 4.1 の備考欄に示したように、ガス発生器・点火器 (トーチ) の点火ミスならびにガス発生器の着火ミスが発生して、自立運転を達成するまでにはかなりの試験回数が必要であった。

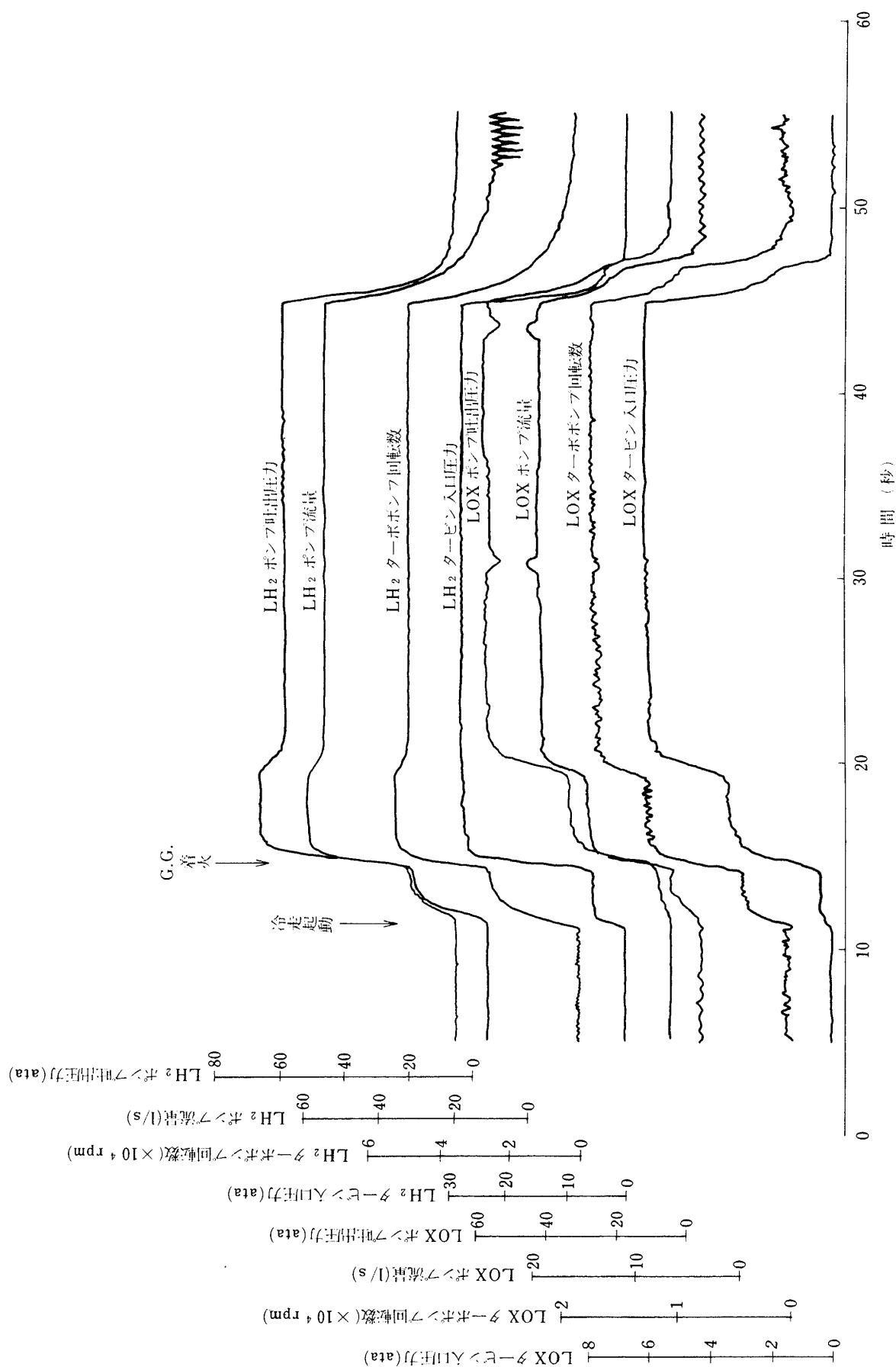


図 4.2 開ループ熱走試験アナログデータ (その1)

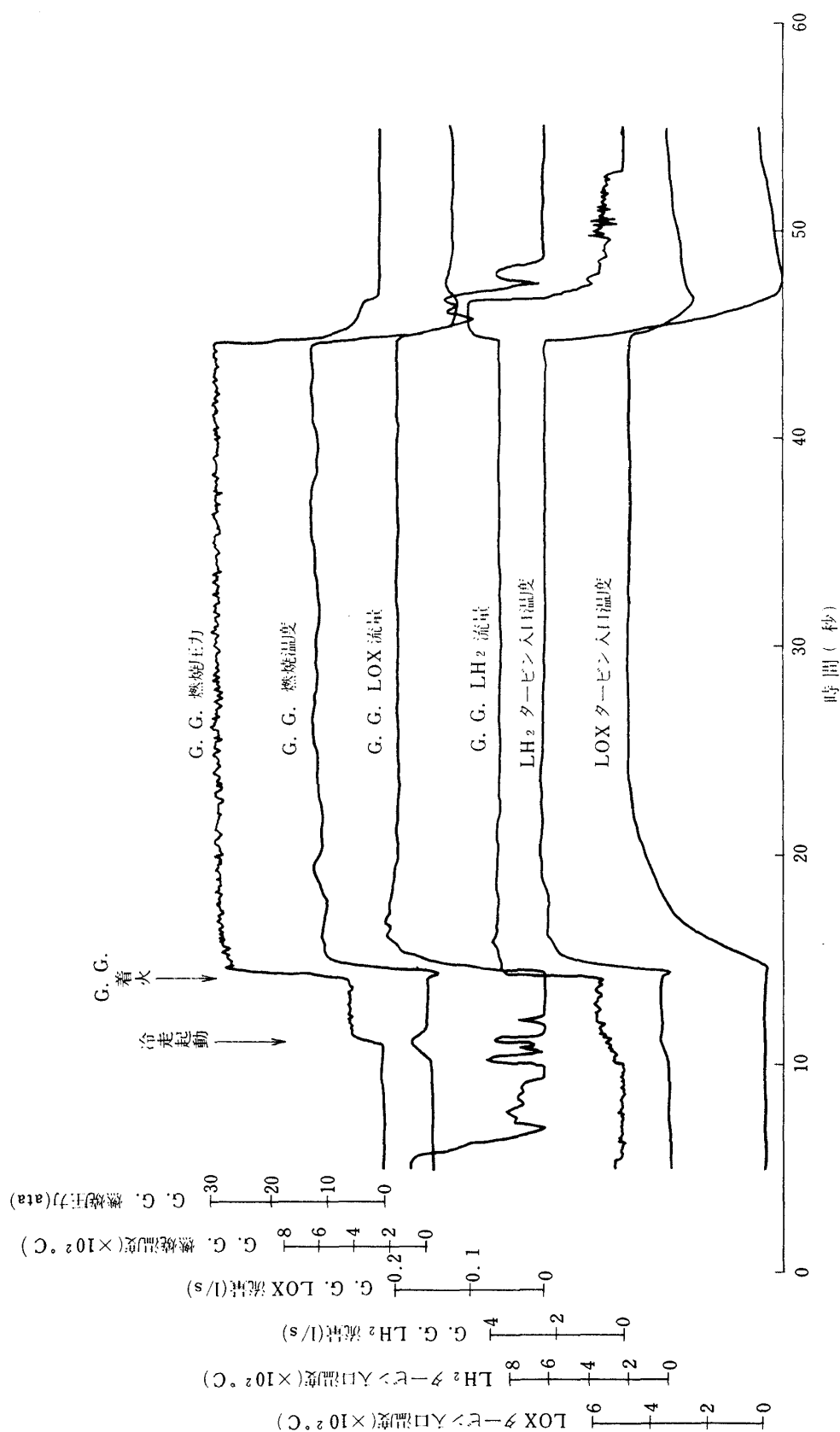


図 4.2 開ループ熱走試験アナログデータ (その 2)

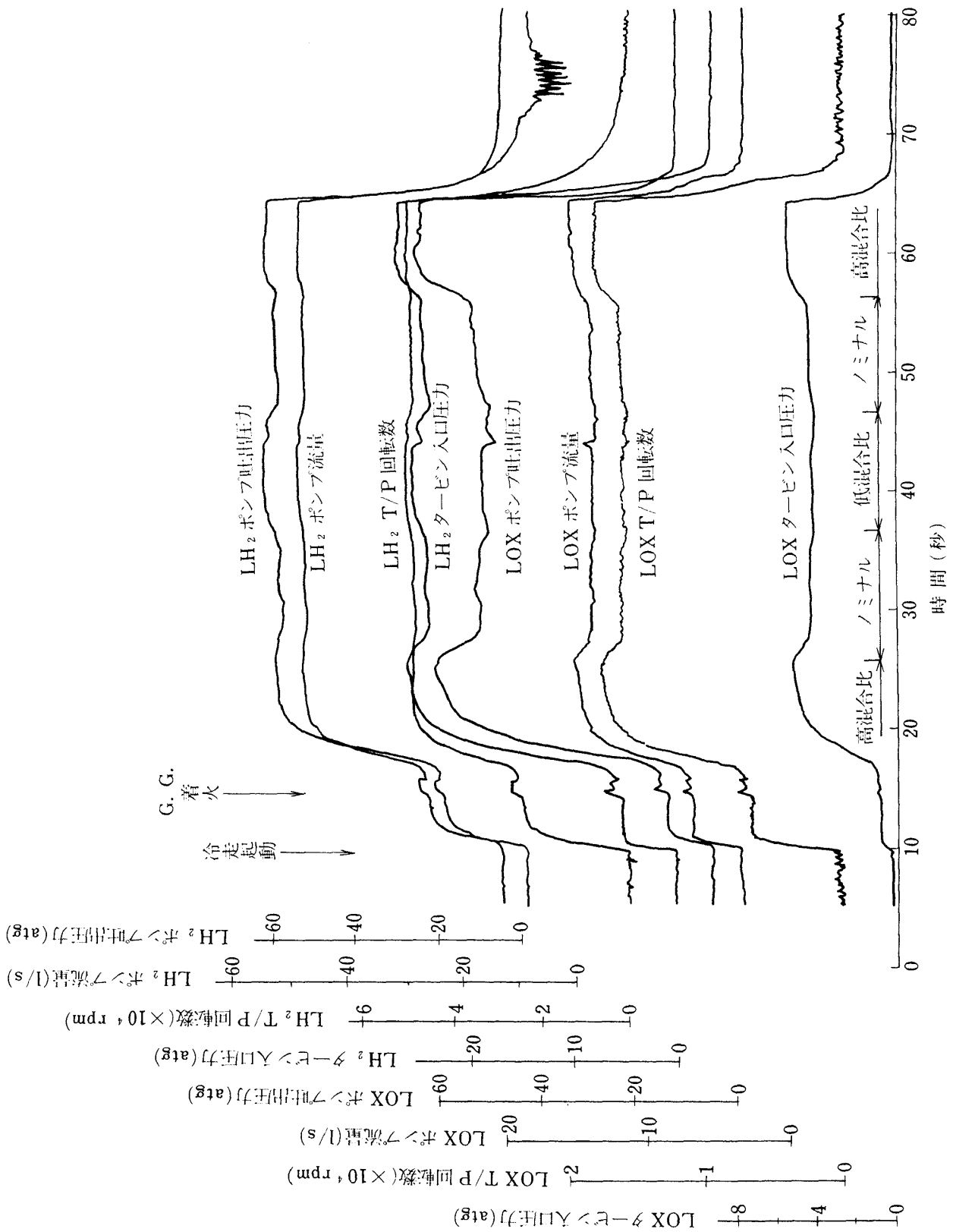


図 4.3 閉ループ熱走試験アナログデータ (その 1)

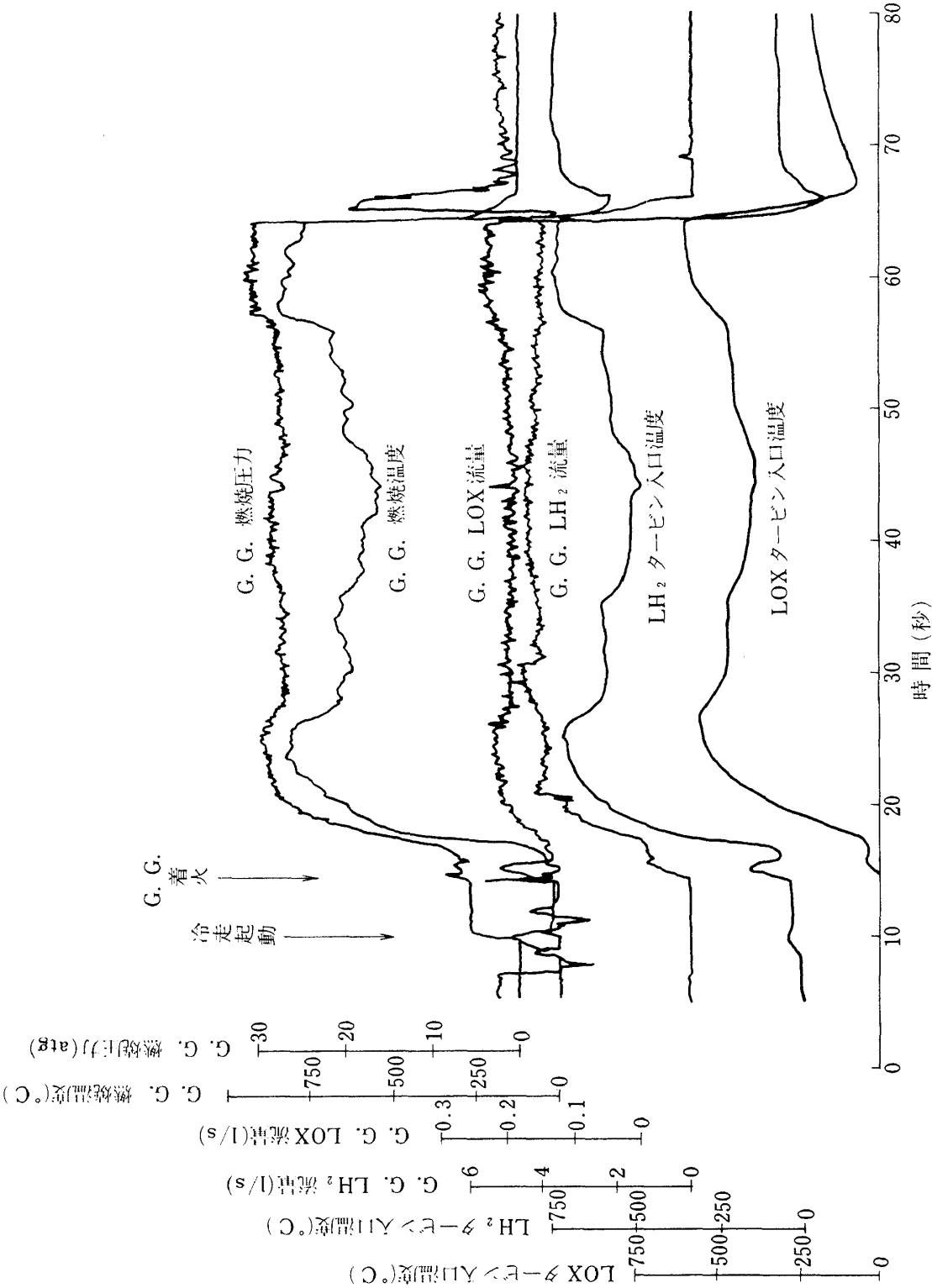


図 4.3 閉ループ熱走試験アログデータ (その 2)

点火ミスと着火ミスの原因ならびに施された対策などについては後に詳しく述べる。

閉ループ熱走試験の運転状況の代表例を図 4.3 に示した。この試験においてはターボポンプの出力制御弁 (TCV, MRCV) を動作させ、ポンプ吐出推進薬の混合比 (液体酸素重量流量/液体水素重量流量) がノミナル値 (約 5.5), ノミナルより高い値 (高混合比), ノミナルより低い値 (低混合比) となるようにターボポンプの出力を変化させている。水素ガスによる起動から、ポンプ吐出側の液体酸素と液体水素をガス発生器に導き、この燃焼ガスでターボポンプを駆動する閉ループの自立運転に、スムーズに移行している。閉ループであるため、図 4.2 に示された LOX ポンプ系流量制御弁の不調によるポンプ吐出圧力などの変動は LH<sub>2</sub> タービン入口圧力など駆動ガス系にも現われている。

表 4.3 にこの試験の定常運転での計画値と結果を示した。まずポンプ吐出推進薬の混合比がノミナル

値となる場合については、若干計画値からのずれはあるものの、ほぼ計画通りの運転が達成できたものとする。この試験時においては表 4.3 の MRCV ならびに TCV の開度ならびに流動抵抗の見積りに若干の誤差が考えられたが、これを正確に把握できなかったため、これ以上精度を上げた計算を行うことはできなかった。表 4.3 において、低混合比から高混合比までの間のターボポンプの出力変化は、主に液酸ターボポンプ側に現われ、ポンプ吐出圧力でおおよそ 14kg/㎠ の変化が認められる。

表 4.3 において、ガス発生器のガス流量は、閉ループ熱走試験とは異なり、差圧式流量計によりガス発生器に流入する推進薬量を測定して、求めている。図 4.3 の試験では混合比を変えるため約 10 秒ごとにターボポンプの出力制御が行われ、また制御弁の動作時間を 2～3 秒としているため、ターボポンプの定常運転時間はかなり短い。このため比較的長い応答時間を要する差圧式流量計から求めたガス発生

表 4.3 閉ループ熱走試験の結果

項 目	単位	ノミナル混合比		低混合比	高混合比
		計画値	結 果	結 果	結 果
G.G. 燃 焼 圧 力	ata	26.9	27.5	28.3	30.6
G.G. 燃 焼 温 度	K	908	869	780	1,040
G.G. 流 量	kg/s	0.477	(0.505)	(0.504)	(0.547)
G.G. 混 合 比		0.95	0.88	0.78	1.05
LH <sub>2</sub> ターボポンプ回転数	rpm	48,500	48,540	48,840	49,740
LOX ターボポンプ回転数	rpm	16,870	16,350	16,240	18,240
LH <sub>2</sub> ポンプ吐出圧力	ata	59.4	60.0	62.8	63.0
LOX ポンプ吐出圧力	ata	56.1	53.6	52.2	66.3
LH <sub>2</sub> ポ ン プ 流 量	ℓ/s	48.7	47.8	48.8	48.8
LOX ポ ン プ 流 量	ℓ/s	17.6	17.5	17.3	19.2
LH <sub>2</sub> タービン入口圧力	ata	25.6	25.7	27.0	28.8
LOX タービン入口圧力	ata	5.3	5.5	5.4	6.6
L T B V の 状 態		閉	閉	閉	閉
M R C V の 状 態		中立	中立	閉	全開
T C V の 状 態		中立	中立	全開	閉

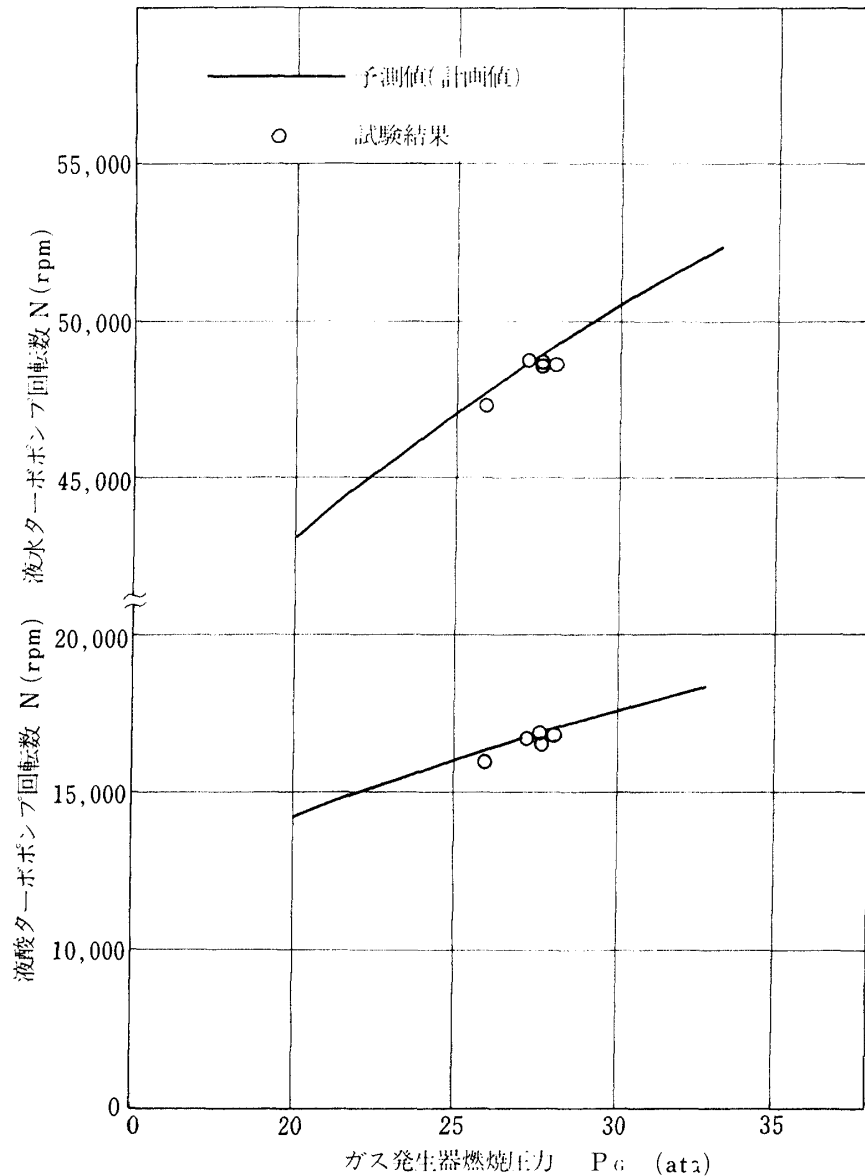


図 4.4 ターボポンプ作動点 (閉ループ熱走)

器のガス流量 (表 4.3) にはかなりの誤差が含まれているものと思われる。閉ループ熱走におけるガス流量のより正確な値は定常運転時間の長い付録 1, 表付 1-2 の試験番号 KT4-4-10, KT4-4-15 の結果を参照されたい。これらの結果は開ループ熱走試験の結果 (付録 1, 表付 1-1) から推定される値に良く対応している。

図 4.4 に閉ループ熱走試験における液酸・液水ターボポンプの動作点を両ターボポンプの回転数とガス発生器燃焼圧力の関係で示した。図中には付録 2 で求めた動作点の計画値も示した。表 4.3 ですでに示したことであるが、全試験を通して計画値と試験結果はかなり良く一致している。

ポンプ、タービン、ターボポンプアセンブリなど単体要素の性能を正確に把握した上でターボポンプシステムをまとめあげた本開発研究の手法がこのようにほぼ計画通りのターボポンプシステムを完成することができた大きな要因と考える。

#### 4.4.2 起動特性

閉ループ熱走試験の初期にはガス発生器の着火ミスのため、自立運転が達成できない場合があった。自立運転が成功したケースと失敗したケースの起動時のアナログデータ例をそれぞれ図 4.5, 4.6 に対比して示した。図 4.5 の成功した場合には水素ガス駆動の冷走ステージからガス発生器始動弁 (GFV



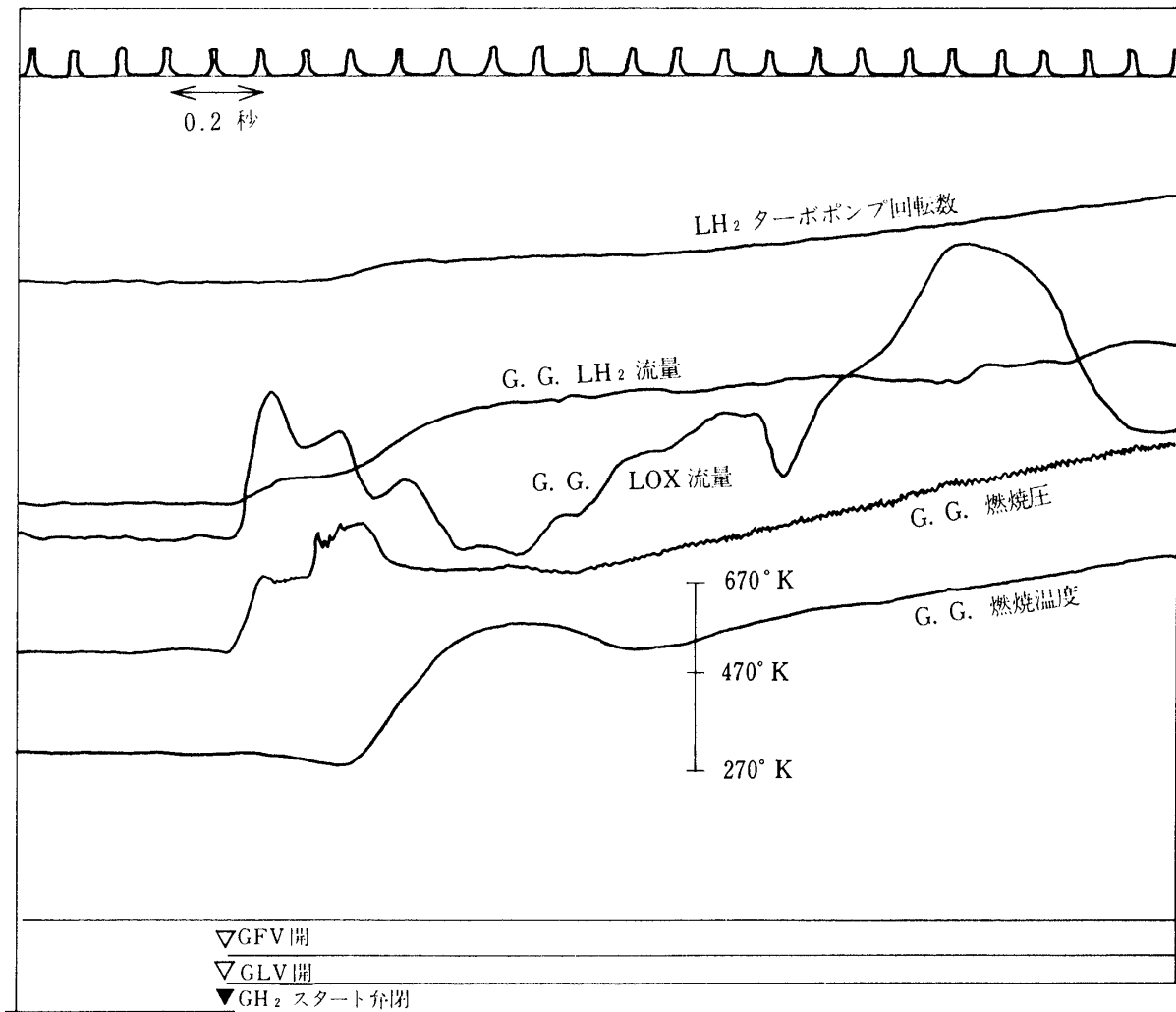


図 4.5 起動成功例

およびGLV)開による熱走ステージへの移行がスムーズに行われている。ガス発生器始動弁開によってガス発生器が着火し、燃焼圧力が上昇し、およそ0.3秒遅れて燃焼温度の上昇が認められる。また液水ターボポンプの回転数も上昇している。一方図4.6の起動の失敗はガス発生器燃焼温度の異常な低下によるものである。

上記失敗の原因について起動時の過渡特性を含めた様々な検討がなされた。図4.7はターボポンプシステムの起動状態の試験結果と計算値を比較したものである。この計算においてはガス発生器の推進薬供給配管が理想的に液体酸素温度まで予冷されていて、ガス発生器の始動弁を開くと同時に燃焼圧力は速かに上昇することを仮定している。図4.7において、ターボポンプ回転数の立上りは計算値に比べてかなり遅れている。これはガス発生器の推進薬供給

系(特に液体酸素側)の流動抵抗が起動時に大きくなっているため、ガス発生器の出力に遅れが生じるためであると考えられた。閉ループ熱走試験の場合にはポンプ吐出側から推進薬をガス発生器に供給するため、前述の開ループ熱走試験とは異なり、予冷時あるいは起動初期における推進薬の圧力はかなり低い。このため推進薬は蒸発して体積を増し、流動抵抗が極めて大きくなる可能性がある。この結果として、特に液体酸素の供給量が減少し、ガス発生器における混合比が小さくなり、燃焼温度の低下や着火ミスが発生したものと考えられる。

ガス発生器の出力の遅れや着火ミスを防ぐため、種々の対策を施したが特に効果的であったものは次のものであった。

(1) 起動時の起動用ガス水素の圧力を上げてガス発生器着火時のポンプ吐出圧力を高くする。

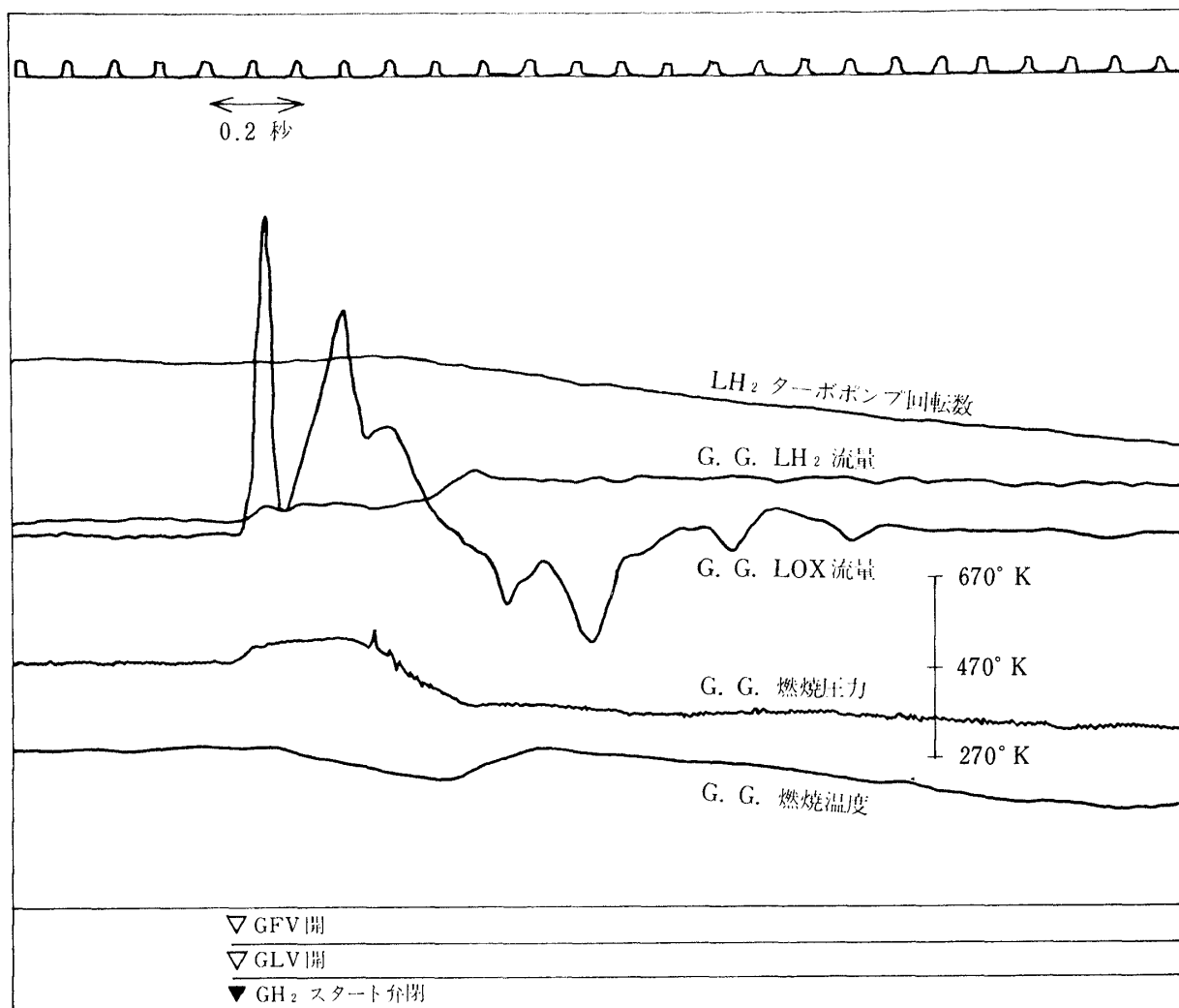


図 4.6 起動失敗例

(2) ガス発生器の液体酸素供給配管の断熱を良くし、ポンプ吐出部からガス発生器始動弁までの予冷を確実にする。

(3) ガス発生器の着火時における混合比を高めるため、ガス発生器始動弁のタイミングを液体酸素側リードとする。

(1), (2)の対策によって、特に液体酸素供給系の流れの過渡状態を短くすることができた。

図 4.8 に起動直前におけるガス発生器始動弁入口における液体酸素圧力と温度の関係を示した。図中には液体酸素の飽和蒸気圧・温度曲線も示した。予冷状態が必ずしも同じでないため、温度にかなりのばらつきが認められる。図 4.8 において黒丸はガス発生器の不着火が生じた試験におけるデータである。これらのデータは液体酸素が起動直前に飽和蒸気圧

状態あるいはそれに近い状態であったことを示している。このことから液体酸素供給系の予冷不足がガス発生器の着火ミスと密接に関係していることが推定される。

さらに、ガス発生器の燃焼温度は図 4.9 に示したように、着火後一次的な温度降下を示した。この現象が顕著である場合には起動に失敗する可能性がある。起動用水素ガス圧力を上げることによって、この温度降下を少なくすることができた。起動用水素ガス圧力を上げることによって、ポンプ吐出圧力は高くなり、特に液体酸素供給系の流れの過渡状態が短くなったためである。図 4.5 は本試験において最も温度降下の少ない結果である。

一方表 4.1 の備考欄に示した点火器の点火ミスは第 3.4 節で述べた点火器クローズ方式においてより

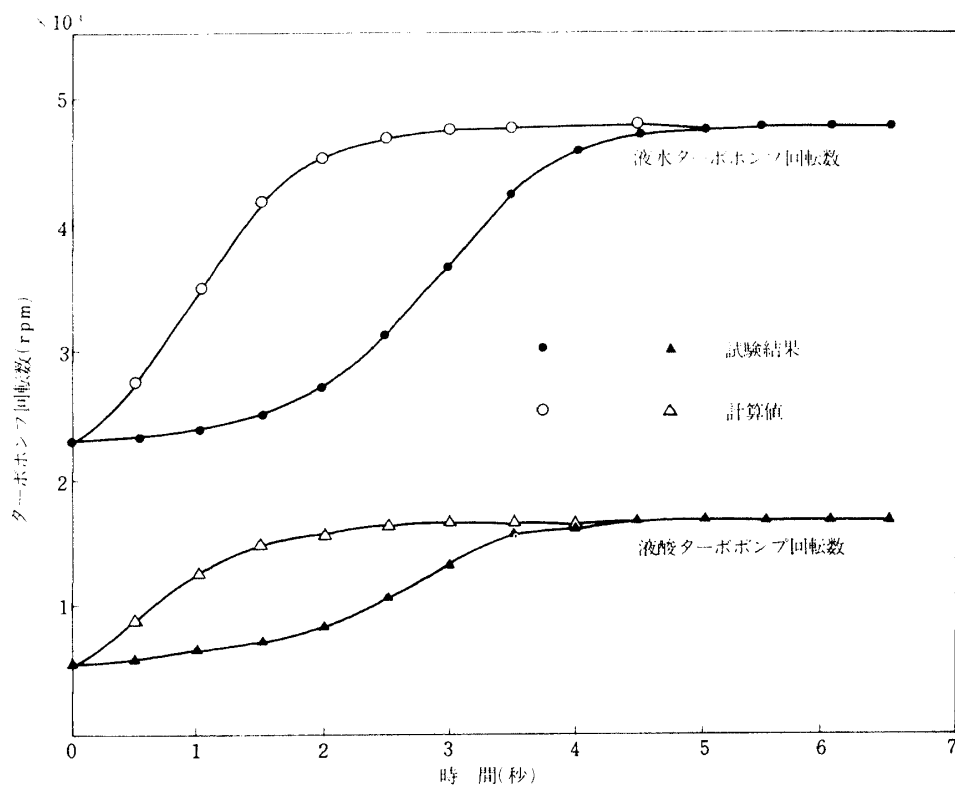


図 4.7 ターボポンプ起動特性

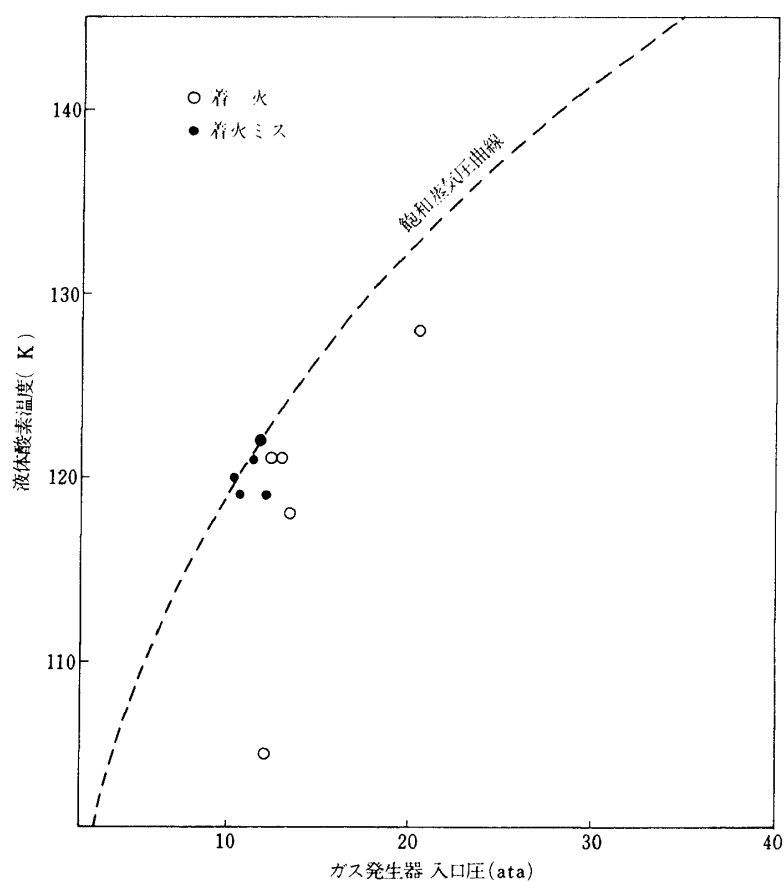


図 4.8 ガス発生器入口液体酸素温度

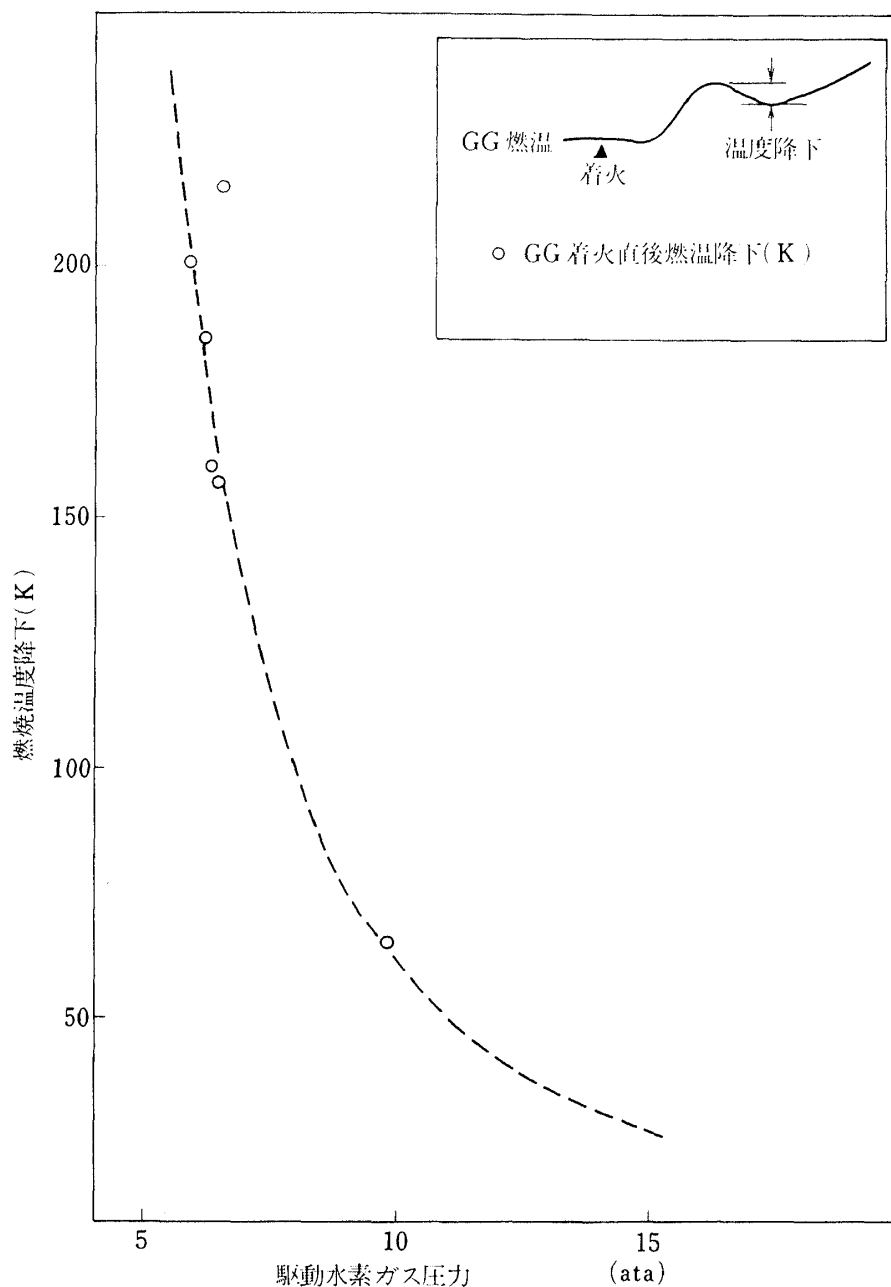


図 4.9 ガス発生器着火時における燃焼ガス温度の降下

多く発生した。液体酸素供給のタイミングを早め、点火時の混合比を高くすることならびに前述のガス発生器不着火に対する対策の(2)が有効であり、最終的には点火器クローズ方式においても自立運転を達成することができた。点火器オープン方式においては、点火器取付時の推進薬供給ラインのガスパージ不良が原因と推定された1回の点火ミスを除いて、全て良好に点火した。

#### 4.5 ターボポンプ要素

本ターボポンプシステム試験において、両ターボポンプは軸振動やケーシング加速度は小さく安定した状態にあり、構造面においてほとんど問題は生じなかった。このことが、起動の失敗のために数多くの試験回数を必要としたにもかかわらず、最終目的を達成することができた大きな要因であった。以下に両ターボポンプの構造に関する性能ならびに試験後の主要素の状況について示す。

図 4.10, 4.11 はそれぞれ両ターボポンプ運転

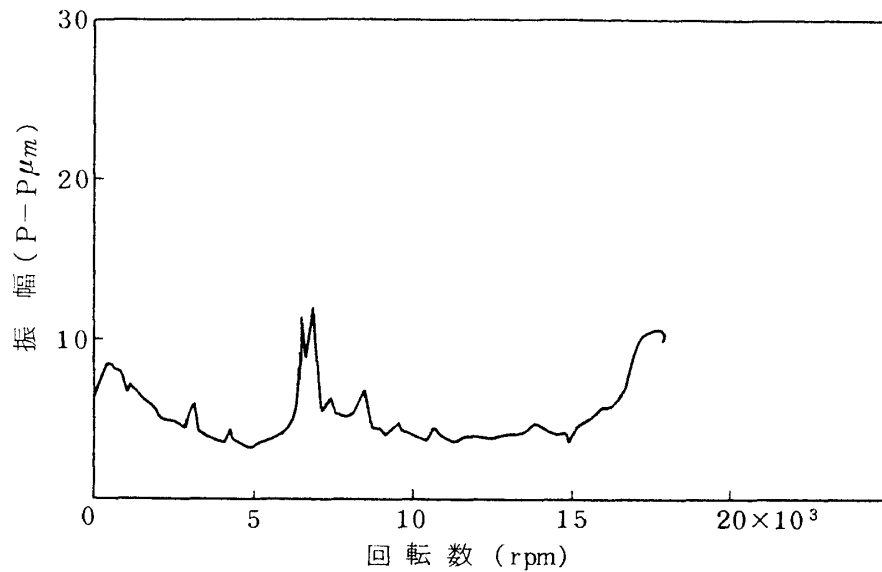


図 4.10 液酸ターボポンプ軸変位

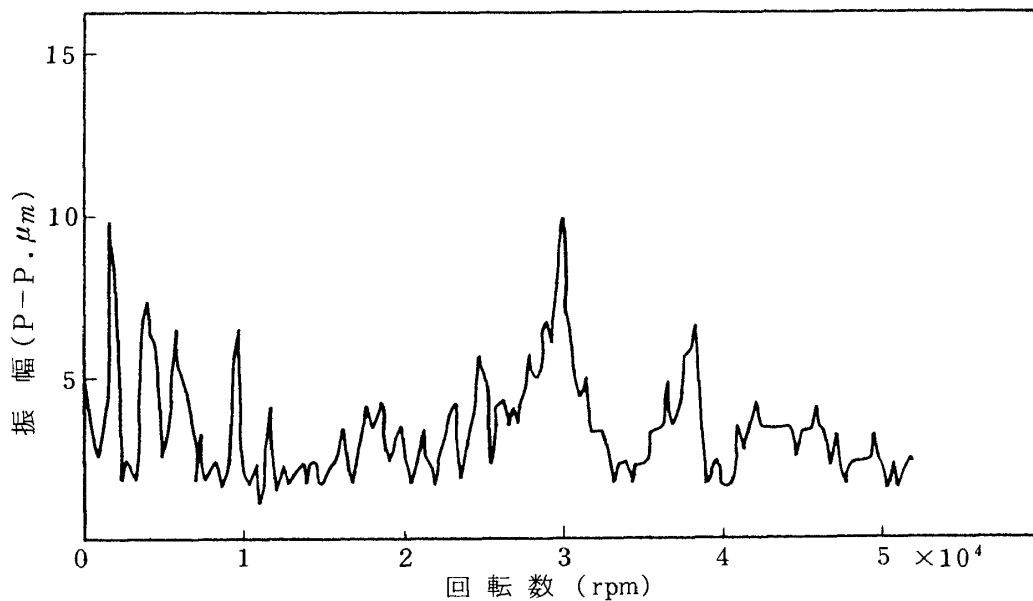


図 4.11 液水ターボポンプ軸変位

時の軸変位を示している。また図 4.1 2, 4.1 3 は両ターボポンプのケーシングの加速度を示している。軸変位ならびに加速度は極めて小さく、また再現性があり、回転体として極めて安定していることが再確認された。

図 4.1 4, 4.1 5 に運転時における両ターボポンプ各々 2 個の自己潤滑軸受の外輪温度の計測値を示した。運転中液体酸素冷却のもので約 5 K、液体水素冷却のもので約 10 K 程度の温度上昇である。試験後の軸受の外観を図 4.1 6 に示した。

図 4.1 7 に液酸ターボポンプ軸シール系各部の圧力を示した。メカニカルシール上流圧力 14~17 kg/cm<sup>2</sup>g に対して、下流圧力はほぼ 0 kg/cm<sup>2</sup>g、高温ガスシールの上流圧力 2 kg/cm<sup>2</sup>g に対して、下流のセグメントシール下流圧力もほぼ 0 kg/cm<sup>2</sup>g である。またヘリウムバージ圧力は約 2 kg/cm<sup>2</sup>g と運転中一定であり、その流量も 25 Nl/min と極めて少ない。このように 3 種類のシールが正常に作動し、ポンプ側液体酸素とタービン側高温水素過濃ガスが完全に分離できた。図 4.1 8 に試験後の軸シールの外観を示

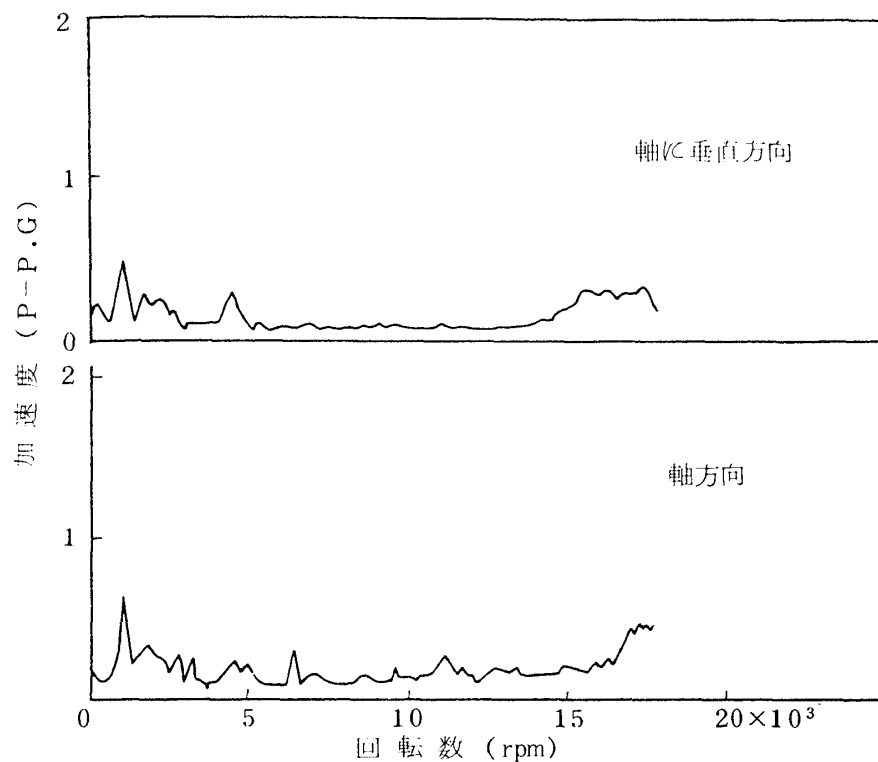


図 4.12 液酸ターボポンプケーシング加速度

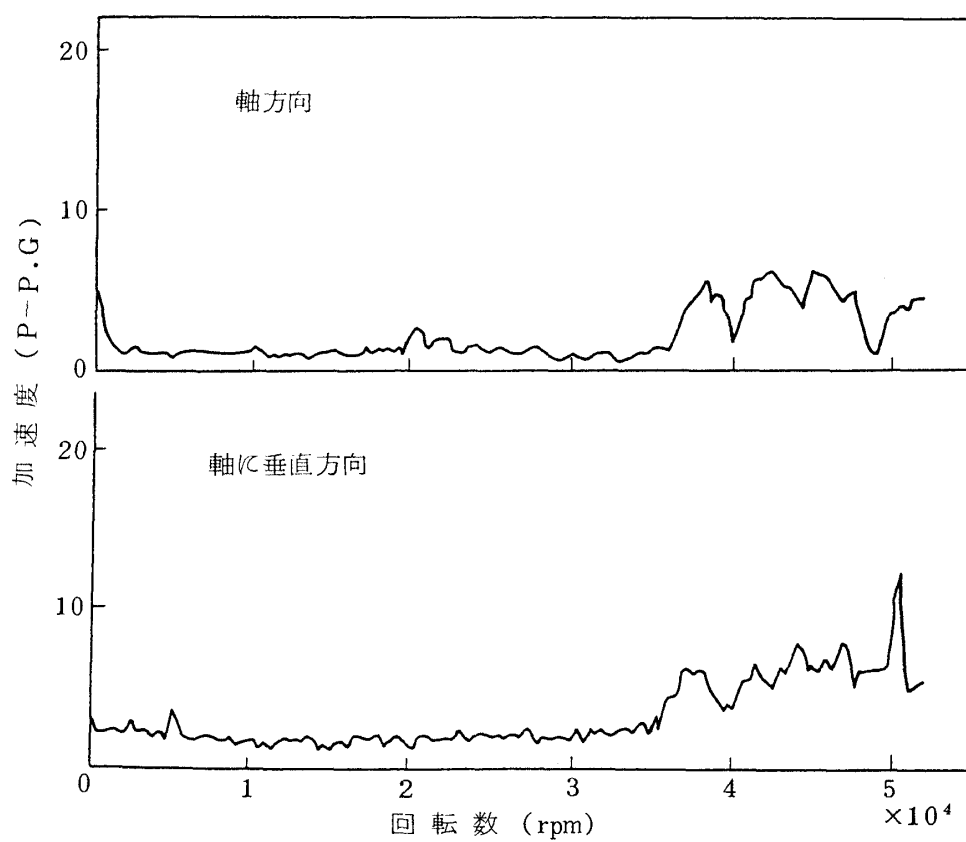


図 4.13 液水ターボポンプケーシング加速度

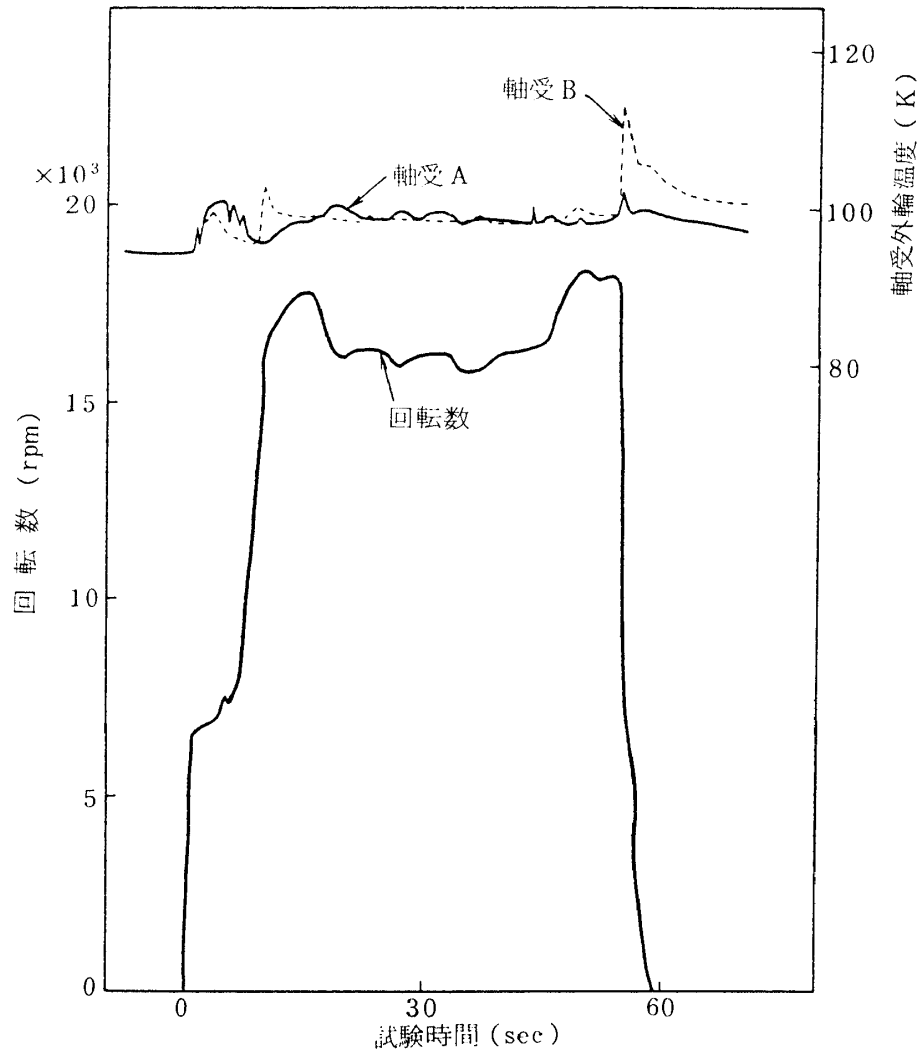


図 4.14 液酸ターボポンプ軸受外輪温度

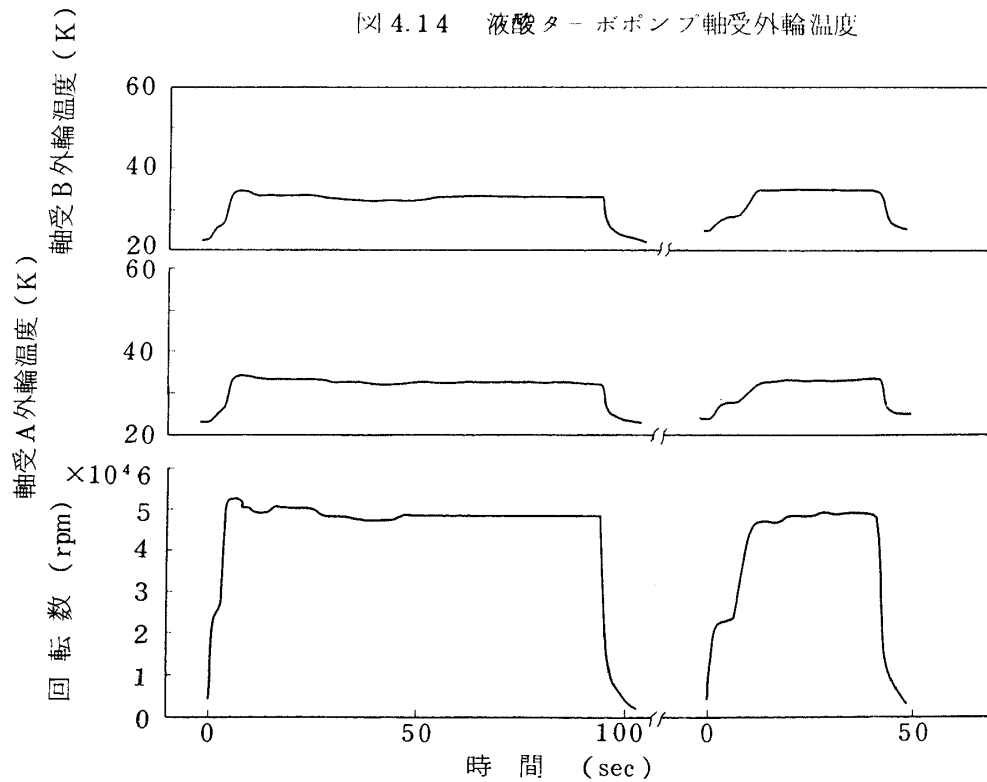
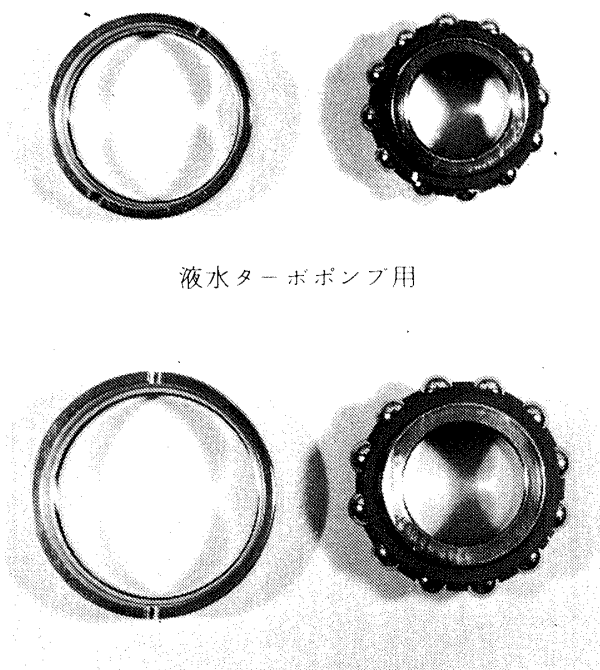


図 4.15 液水ターボポンプ軸受外輪温度



液水ターボポンプ用

液酸ターボポンプ用

図 4.16 試験後の軸受外観

した。メカニカルシール，高温ガスシール（動圧型セグメントシール）およびガスヘリウムパージシール（動圧型セグメントシール）のすべてのシール面は良好であった。

図 4.19 に液水ターボポンプ・メカニカルシールの運転後の外観を示した。異常な摩耗は全くみられず良好な撹動状態であった。

図 4.20 に運転時の液水ターボポンプ主羽根車の軸方向変位を示した。起動とともに主羽根車はインデューサ側にスムーズに移動し，その後の定常運転時における移動はほとんど認められない。また停止時には主羽根車は起動直前の位置にもどっている。このことから液水ターボポンプのバランスピストン機構は本試験においても正常に作動したことが確認できた。



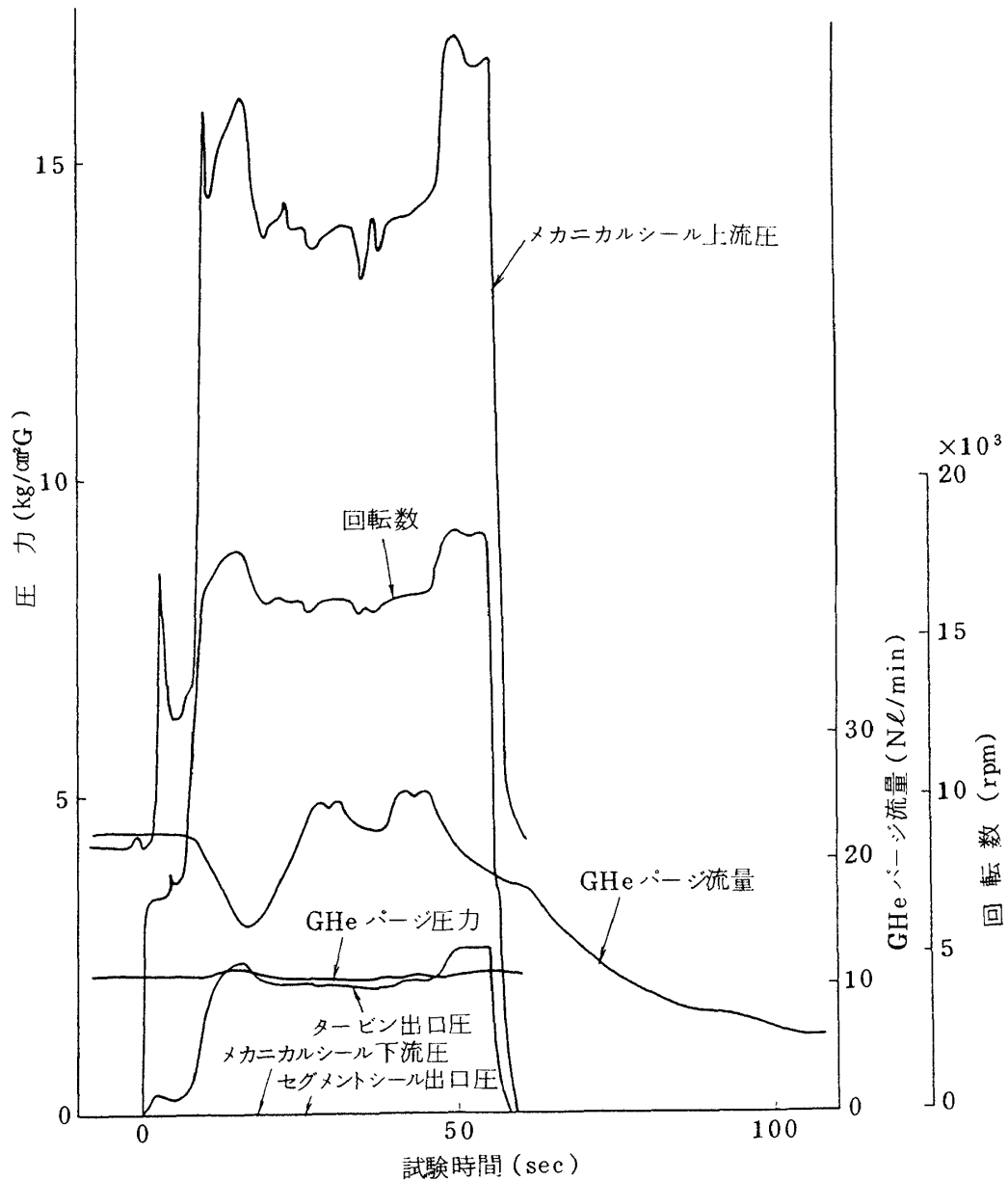
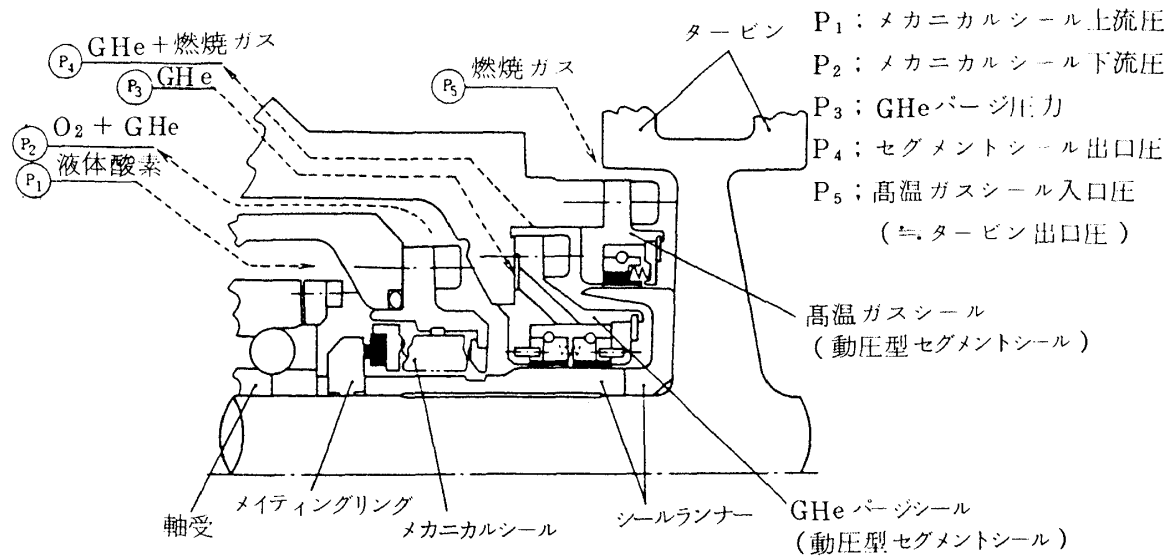
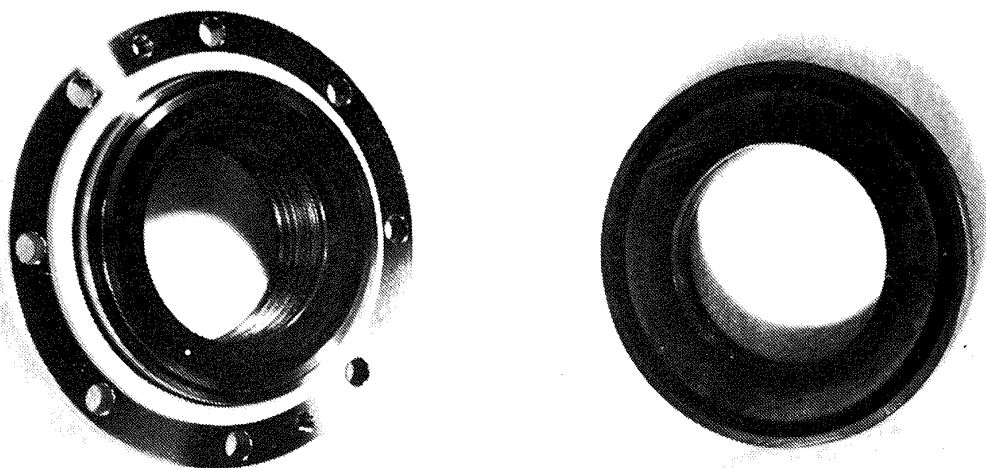
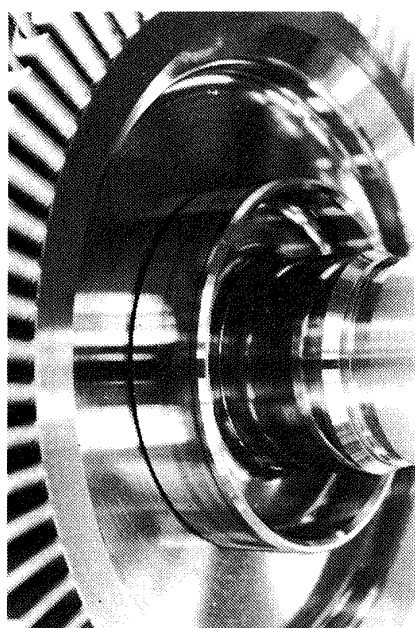


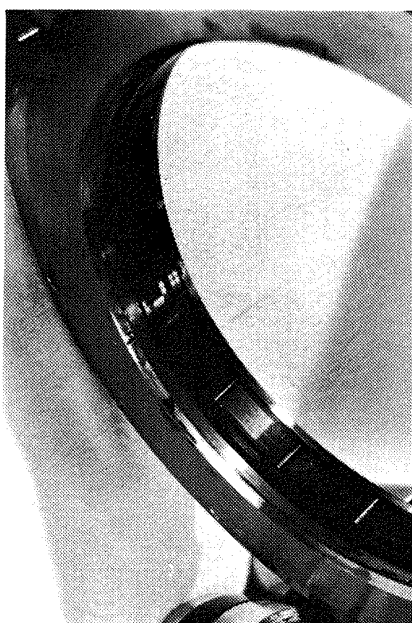
図 4.17 液酸ターボポンプ軸シール性能



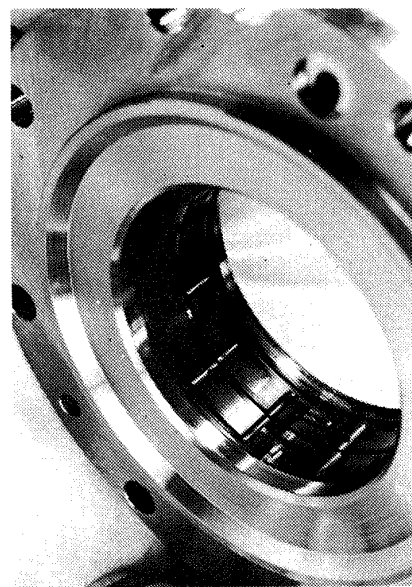
(a) メカニカルシール



(b) シールランナ



(c) 高温ガスシール



(d) ヘリウムパージシール

図 4.18 液酸ターボポンプ軸シール (試験後)

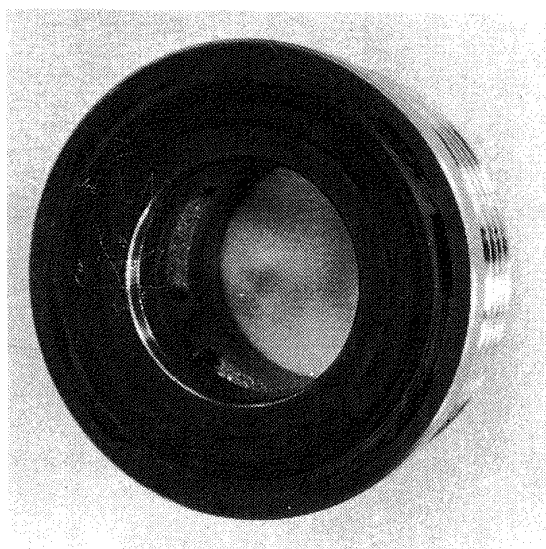
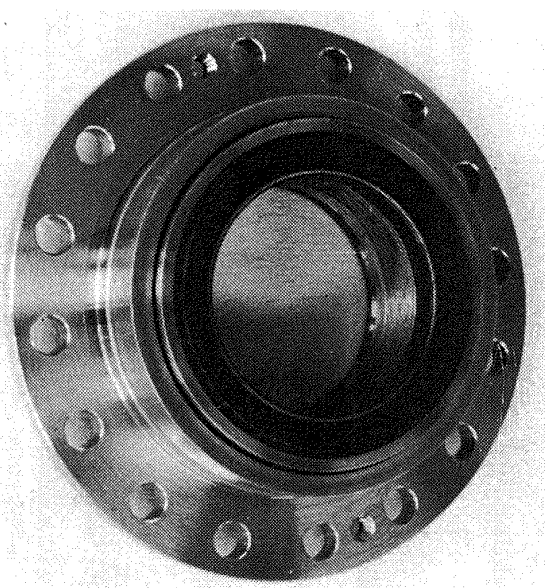


図 4.19 液水ターボポンプ・メカニカルシール (試験後)

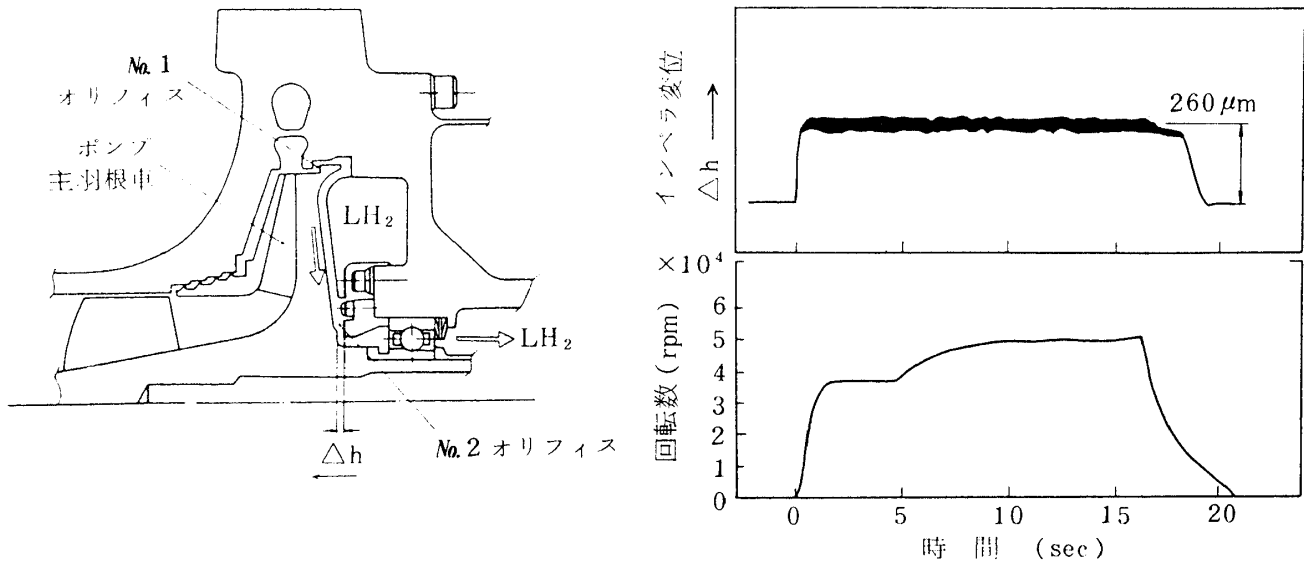


図 4.20 液水ターボポンプ主羽根車変位

## 5. むすび

独立二軸直列タービン方式を採用したターボポンプシステムに関して、早期にガス発生器駆動の自立運転技術確立することは液酸、液水エンジン開発計画における一つの大きな課題であった。

このターボポンプシステムの自立運転技術確立することを目的として、宇宙開発事業団と共同で本研究を行った。閉ループ熱走試験においてはガス発生器系の出力不足に起因したターボポンプシステムの起動の失敗という困難な問題を経験したが、これを解決して昭和55年7月までに目的を達成することができた。

なお本研究を基にして、宇宙開発事業団が主担当で進めた原型エンジン予備試験用供試体（第3次試作）では問題は発生していない。また同ターボポン

プシステムは昭和55年12月原型エンジン予備試験において燃焼器と整合することが確認された。

以上のことから、昭和52年度より航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同して進めてきた液酸、液水エンジンターボポンプシステムに関する開発研究の最大の目的は達成できたものと考ええる。

本研究は航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団との共同研究として行われたものであり、本研究の遂行にあたっては石川島播磨重工業㈱の多大な支援を受けた。石川島播磨重工業㈱の担当者の方々に深甚の謝意を表します。本研究を行うにあたって御指導、御鞭撻を下された関係者の方々にも心から感謝の意を表します。

最後に前当所角田支所長の大塚貞吉氏には本研究の計画および遂行の全般にわたる御指導および激励をいただいたことを付言する。

付録 1 ターボポンプシステム  
試験データ

表付 1-1 開ループ熱走試験データ

試験番号	KT4-3-1	4-3-2	4-3-3			
起動からの時間	32~37秒	37~42秒	16~19秒	29~34秒	39~43秒	48~52秒
ポンプ吐出推進薬の比	ノミナル	ノミナル	L T B V 開	低混合力	ノミナル	高混合力
ポンプ → G G	開ループ	開ループ	開ループ	→	→	→
LH <sub>2</sub> ライン	GGLH <sub>2</sub> タンクより	GGLH <sub>2</sub> タンクより	GGLH <sub>2</sub> タンクより	→	→	→
LOX ライン	GGLOX タンクより	GGLOX タンクより	GGLOX タンクより	→	→	→
制御弁						
L T B V (cm <sup>2</sup> )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	開 ( 6.68 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )
T C V (cm <sup>2</sup> )	開 ( 3.5 )	中立 ( 0.386 )	中立 ( 0.386 )	閉 ( 0 )	中立 ( 0.386 )	開 ( 0.683 )
M R C V (cm <sup>2</sup> )	中立 ( 1.06 )	中立 ( 1.06 )	中立 ( 1.06 )	開 ( 2.51 )	中立 ( 1.06 )	閉 ( 0 )
G G						
燃 焼 圧 (ata)	11.01	28.96	27.58	29.45	28.16	27.07
燃 焼 温 度 (K)	874	864	841	842	844	842
流 量 (kg/S)	0.272	0.494	0.487	0.477	0.488	0.496
O / F	0.843	0.856	0.874	0.858	0.863	0.869
LH <sub>2</sub> ターボポンプ						
回 転 数 (RPM)	29,214	48,313	51,228	50,046	48,068	47,598
ポンプ入口圧 (ata)	4.89	3.95	3.0	2.98	3.00	3.03
圧 力 上 昇 (at)	19.01	55.16	63.08	59.73	54.67	53.58
流 量 (ℓ/S)	33.82	54.03	54.68	51.92	50.14	49.73
(Q/Qd)	1.15	1.12	1.06	1.03	1.04	1.04
LOX ターボポンプ						
回 転 数 (RPM)	8,833	17,454	12,417	17,240	17,458	16,763
ポンプ入口圧 (ata)	5.37	3.80	3.52	3.18	3.20	3.39
圧 力 上 昇 (at)	13.66	54.21	26.32	52.58	55.55	49.71
流 量 (ℓ/S)	9.36	19.28	13.76	19.14	19.26	18.47
(Q/Qd)	1.02	1.06	1.06	1.07	1.06	1.06
LH <sub>2</sub> タービン 入口圧 (ata)	9.23	27.10	25.86	28.00	26.50	25.18
LOX //	2.40	6.17	3.68	6.07	6.21	5.78
LOX タービン 出口圧 (ata)	1.71	3.30	2.32	3.18	3.30	3.14
LOX タービン 出口オリフィス	φ7.64	φ7.64	φ7.64	→	→	→
排気ダクト入口 オリフィス	φ9.50	φ9.50	φ9.50	→	→	→

表付1-2 閉ループ熱走試験データ

試 験 番 号		KT4-4-6	4-4-10	4-4-11	4-4-14			KT4-4-15	4-4-17
起 動 からの 時 間		2.9秒	3.8～4.3秒	3.1～3.4秒	3.7～4.2秒	4.9～5.3秒	5.9～6.3秒	4.3～4.7秒	2.7～3.2秒
ポンプ吐出推進薬の比		高混合比	ノミナル	ノミナル	低混合比	ノミナル	高混合比	ノミナル	ノミナル
ポンプ → G G		閉ループ	閉ループ	閉ループ	閉ループ	→	→	閉ループ	閉ループ
LH <sub>2</sub> ライン	オリフィス 径	φ 5.2	φ 6.4	φ 6.4	φ 6.4	→	→	φ 6.0	φ 6.0
LOX ライン	オリフィス 径	φ 2.3	φ 2.5	2.6	φ 2.6	→	→	φ 2.4	φ 2.4
制 御 弁									
L T B V	(cm <sup>3</sup> )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )	閉 ( 0 )
T C V	(cm <sup>3</sup> )	開 (0.683)	中立(0.386)	中立(0.386)	閉 ( 0.1 )	中立(0.386)	開 (0.683)	中立(0.386)	中立(0.386)
M R C V	(cm <sup>3</sup> )	閉 ( 0 )	中立(1.455)	中立(1.455)	開 ( 3.9 )	中立(1.455)	閉 ( 0 )	中立(1.455)	中立(1.455)
G G									
燃 焼 圧	(ata)	2.671	2.574	2.777	2.873	2.786	3.094	2.731	2.778
燃 焼 温 度	(K)	937	818	860	819	862	1,018	789	808
流 量	(kg/S)	0.476	0.487				0.547	0.490	0.510
O / F		0.874	0.834	0.88	0.83	0.87	1.05	0.826	0.833
LH <sub>2</sub> ターボポンプ									
回 転 数	(RPM)	45,885	47,126	48,402	49,630	48,411	49,563	48,545	48,657
ポンプ入口圧	(ata)	3.78	3.74	3.57	3.57	3.60	3.60	3.64	3.60
圧 力 上 昇	(at)	4.994	5.180	5.549	5.878	5.624	5.892	5.592	5.683
流 量	(ℓ/S)	4.624	4.787	4.881	4.867	4.771	4.869	4.666	4.605
(Q/Qd)		1.00	1.01	1.01	0.98	0.98	0.98	0.96	0.94
LOXターボポンプ									
回 転 数	(RPM)	16,256	15,764	16,666	16,165	16,316	18,339	16,448	16,674
ポンプ入口圧	(ata)	5.42	5.19	5.09	5.18	5.16	5.00	5.15	4.74
圧 力 上 昇	(at)	5.096	4.408	4.910	4.678	4.811	6.065	4.740	4.960
流 量	(ℓ/S)	1.762	1.728	1.778	1.730	1.746	1.922	1.781	1.766
(Q/Qd)		1.04	1.05	1.03	1.03	1.03	1.01	1.04	1.02
LH <sub>2</sub> タービン 入口圧	(ata)	2.444	2.433	2.637	2.689	2.597	2.864	2.572	2.626
LOXタービン 入口圧	(ata)	5.78	5.25	5.70	5.40	5.50	6.72	5.49	5.63
LOXタービン 出口圧	(ata)	3.09	2.95	3.13	3.05	3.10	3.61	3.04	3.09
LOXタービン 出口	オリフィス	φ7.6.4	φ7.6.4	φ7.6.4	φ7.6.4	→	→	φ7.6.4	φ7.6.4
排気ダクト入口	オリフィス	φ9.5.0	φ9.5.0	φ9.5.0	φ9.5.0	→	→	φ9.5.0	φ9.5.0

## 付録 2 ターボポンプシステム 予測計算

### (1) 概 要

供給系総合試験の最終目的である、ターボポンプシステムの自立運転技術をより安全・確実に確立するために、定常作動点および起動過渡を予測する計算プログラムを作成し、実試験に先立って予測計算を行った。

供給系総合試験においては、液酸、液水両ターボポンプ、ガス発生器、これらをつなぎ合わせる導管、出力調整用絞り、タービン出力制御弁などコンポーネントの数が多くなった為、定常作動点あるいは起動過渡を計画通りとすることがかなり困難であるものと考えられた。最小限の試験回数により試験目的を達成するためには、計算機による予測計算が必須であった。計算にあたっては、特に以下の2点に留意した。

- 1) 定常作動点に及ぼす各種要素の影響を明確にする。
- 2) 閉ループでのより確実な起動条件を見出すために、各種コンポーネントの起動への影響を調べる。

### (2) 計算モデルと計算方法

図付 2-1 に予測計算モデルを示した。起動過渡計算の場合には、演算時間節減の為に LOX タービン出口オリフィスを省略して主に計算したが、省略しない場合と比較して大差はなかった。

能率よく計算を行う為に、基本的な考え方は同一であるが、定常作動点を求めるプログラムと起動過渡を計算するプログラムの2本を作成した。図付 2-2 に定常作動点を求めるプログラムのフローチャート概略を示した。最初に各ターボポンプの回転数を仮定する。次にタービン駆動側各部の圧力を仮定する。これらによりタービン側各部の重量流量を算出し、これが連続になるまで圧力の仮定を繰返す。このようにしてタービン側各部圧力が静定した後、タービン発生馬力を算出し、これがポンプ必要馬力と等しくなるまで回転数の仮定を繰返す。定常作動点の計算には以上のような繰返し計算法を用いた。起動過渡計算においても、G G・タービン系の各部

圧力を仮定し、各部ガス流量の収支が合うように繰返し計算を行う手法を用いたが、ポンプ系とロータ系については微分方程式をたて、ルンゲ・クッタ・ギル法により解いた。起動過渡計算プログラムのフローチャートを図付 2-3 に示す。

### (3) 計算式

以下に計算に用いた主な式を示す。

G G 推進薬密度<sup>5),6)</sup>

$$\rho = \rho(P, T) \quad \cdots \cdots (A-1)$$

G G 燃焼温度<sup>7)</sup>

$$T_G = T_G(O/F) \quad \cdots \cdots (A-2)$$

G G ガス定数

$$R = R(O/F) \quad \cdots \cdots (A-3)$$

G G 定圧比熱

$$C_P = C_P(T, O/F) \quad \cdots \cdots (A-4)$$

G G 比熱比

$$\kappa = \kappa(T, O/F) \quad \cdots \cdots (A-5)$$

ポンプ揚程

$$\Delta H_P = a_1 N^2 + a_2 N Q + a_3 Q^2 \quad \cdots \cdots (A-6)$$

ポンプ効率

$$\eta_P = b_1 \frac{Q}{Q_d} + b_2 \left( \frac{Q}{Q_d} \right)^2 \quad \cdots \cdots (A-7)$$

タービン効率

$$\eta_t = c_1 \frac{u}{C_0} + c_2 \left( \frac{u}{C_0} \right)^2 \quad \cdots \cdots (A-8)$$

タービン発生動力

$$L_t = C_P T_1 W \left\{ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} \eta_t \quad \cdots \cdots (A-9)$$

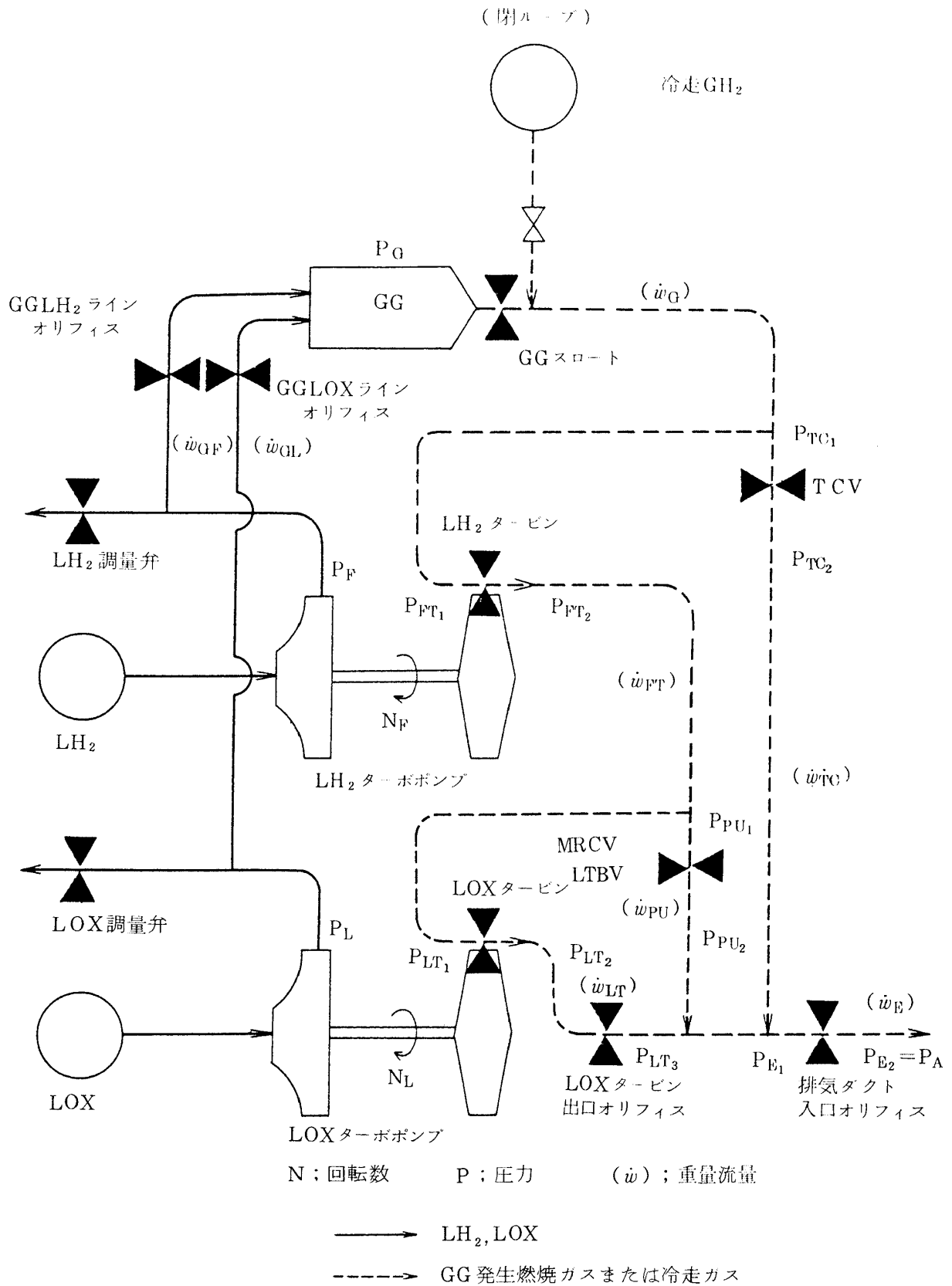
ポンプ必要動力

$$L_P = g \rho Q \Delta H / \eta_P \quad \cdots \cdots (A-10)$$

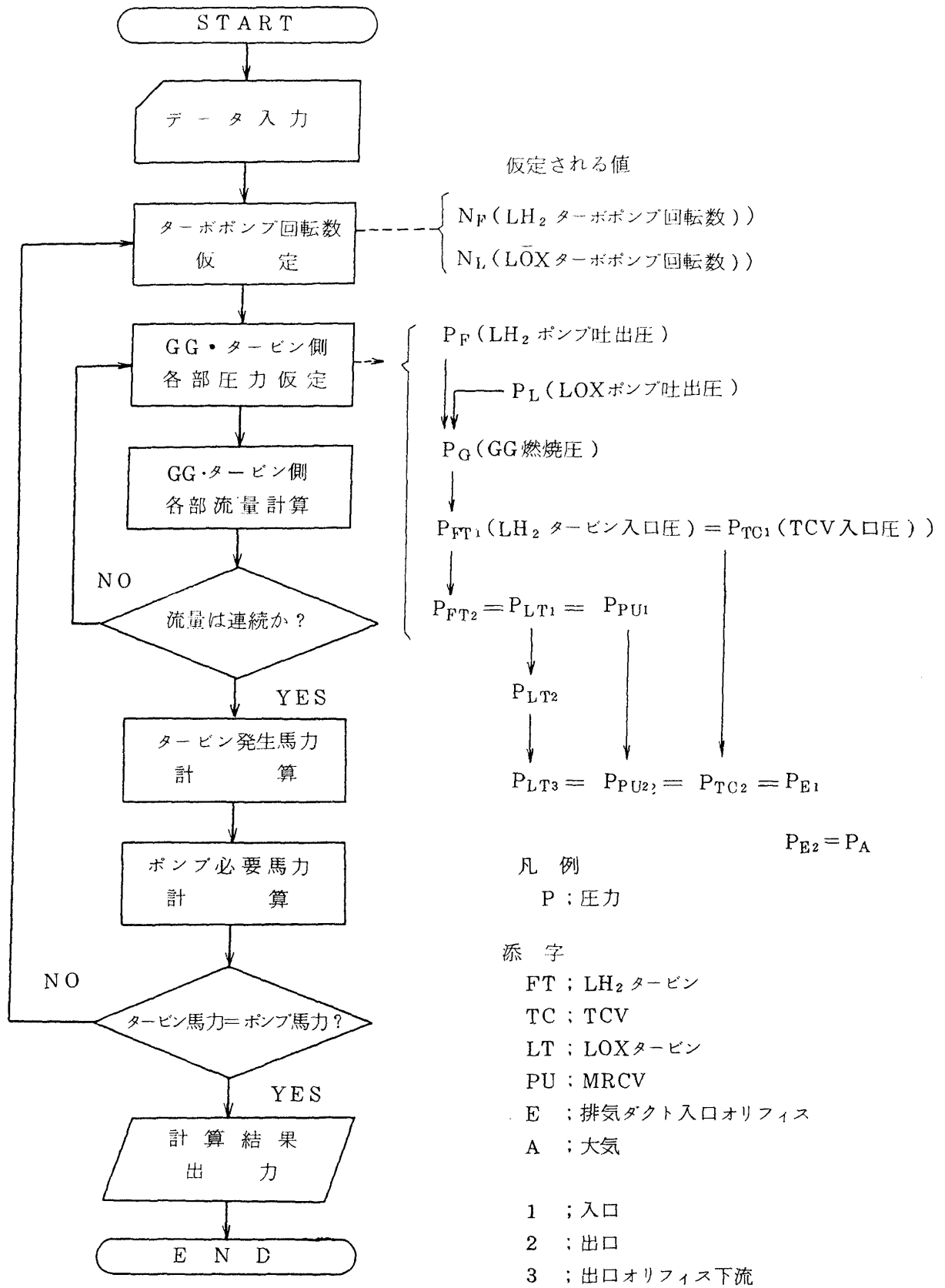
(A-6) ~ (A-8) については、単体試験データより回帰式を求め、各係数を定めた。表付 2-1 にそれら各係数の値を示した。

LH<sub>2</sub> ターボポンプ系微分方程式

$$K_{IF} \frac{dQ_F}{dt} = \Delta H_{PF} + H_{TF} - K_{RF} Q_F^2 - H_{AF} \quad \cdots \cdots (A-11)$$

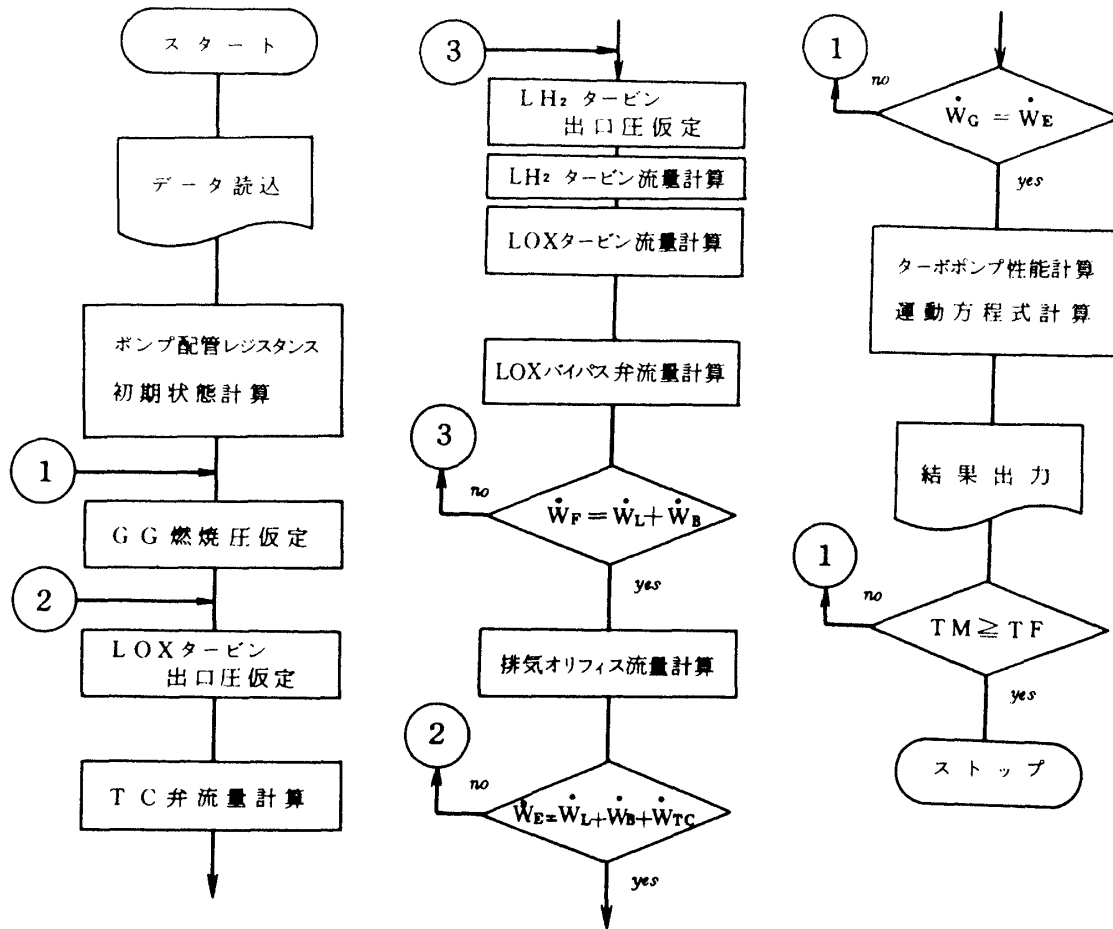


図付2-1 ターボポンプシステム予測計算モデル



図付 2-2 定常作動点予測計算フローチャート





図付 2-3 起動過渡特性予測計算フローチャート

表付 2-1 回帰係数

係数 \ 系統	LOX系	LH <sub>2</sub> 系
$a_1$	$1.567 \times 10^{-6}$	$3.266 \times 10^{-6}$
$a_2$	$8.992 \times 10^{-1}$	-1.108
$a_3$	$-8.277 \times 10^5$	$-1.006 \times 10^6$
$b_1$	1.391	$9.954 \times 10^{-1}$
$b_2$	$-7.380 \times 10^{-1}$	$-4.177 \times 10^{-1}$
$c_1$	4.690	3.770
$c_2$	-8.171	-7.349

$$I_F \frac{dN_F}{dt} = \frac{30}{\pi} (M_{tF} - M_{PF} - M_{mF}) \quad \dots\dots (A-12)$$

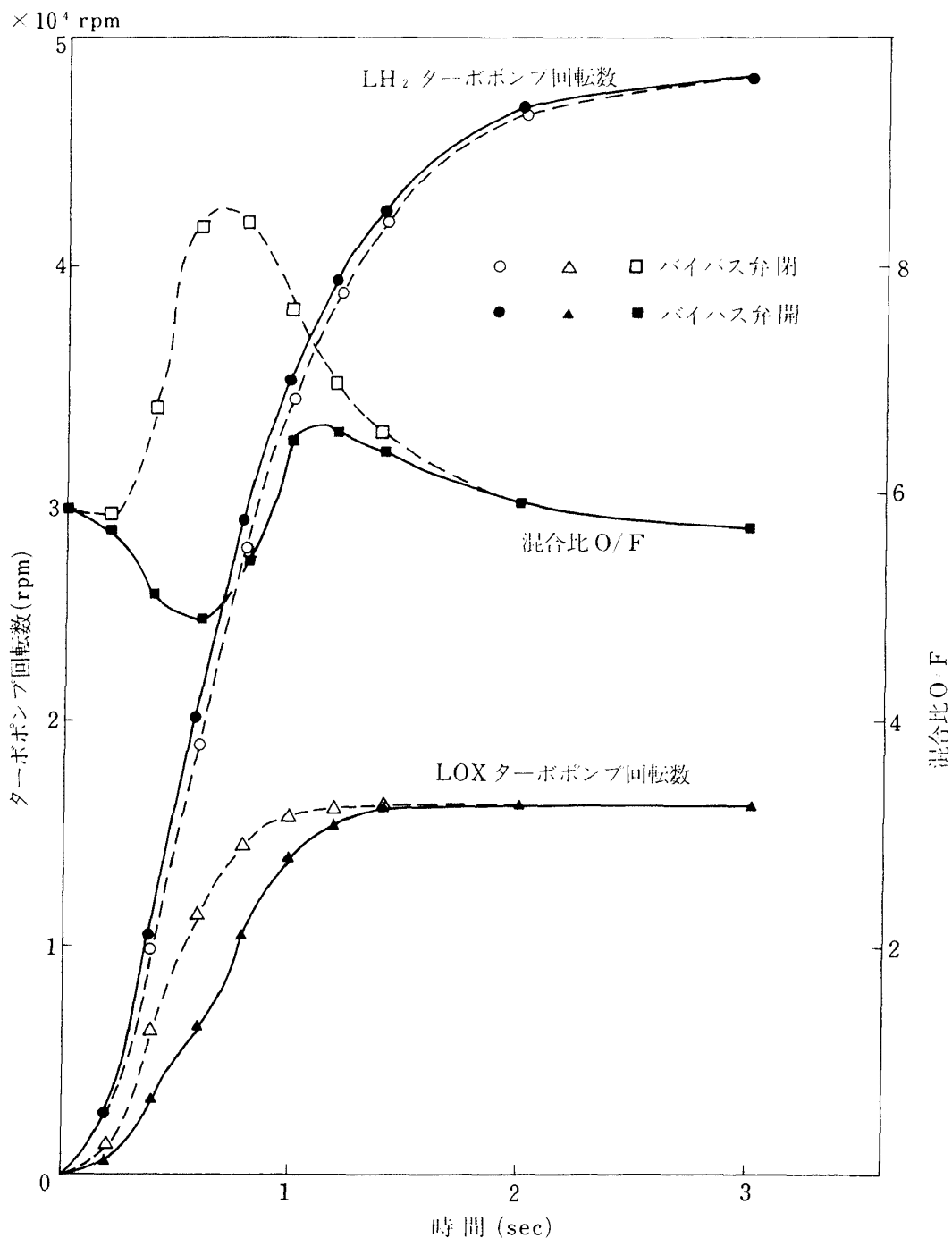
LOXターボポンプ系微分方程式

$$K_{IL} \frac{dQ_L}{dt} = \Delta H_{PL} + H_{TL} - K_{RL} Q_L^2 - H_{AL} \quad \dots\dots (A-13)$$

$$I_L \frac{dN_L}{dt} = \frac{30}{\pi} (M_{tL} - M_{PL} - M_{mL}) \quad \dots\dots (A-14)$$

## (4) 計算結果の例

図付 2-4 に計算結果の例として、LOXタービンバイパス弁の効果を計算により調べた結果を示した。LOXターボポンプの方がLH<sub>2</sub>ターボポンプに比べ加速され易く、LOXターボポンプの加速を遅らせないと起動初期のLOX流量とLH<sub>2</sub>流量の比がかなり大きくなる。この為、LOXタービンに供給されるガスの一部をバイパスさせて加速を遅らせる方法が考えられているが、この効果を見る為にバイパス弁を起動初めから0.35秒間開とし、その後に関じた場合の立上り特性を、バイパス弁を用いない場合と比較したものである。図に示されるようにバイパス弁を開けるとかなりLOXターボポンプの立上りが遅れ、O/Fのピークがなくなる。



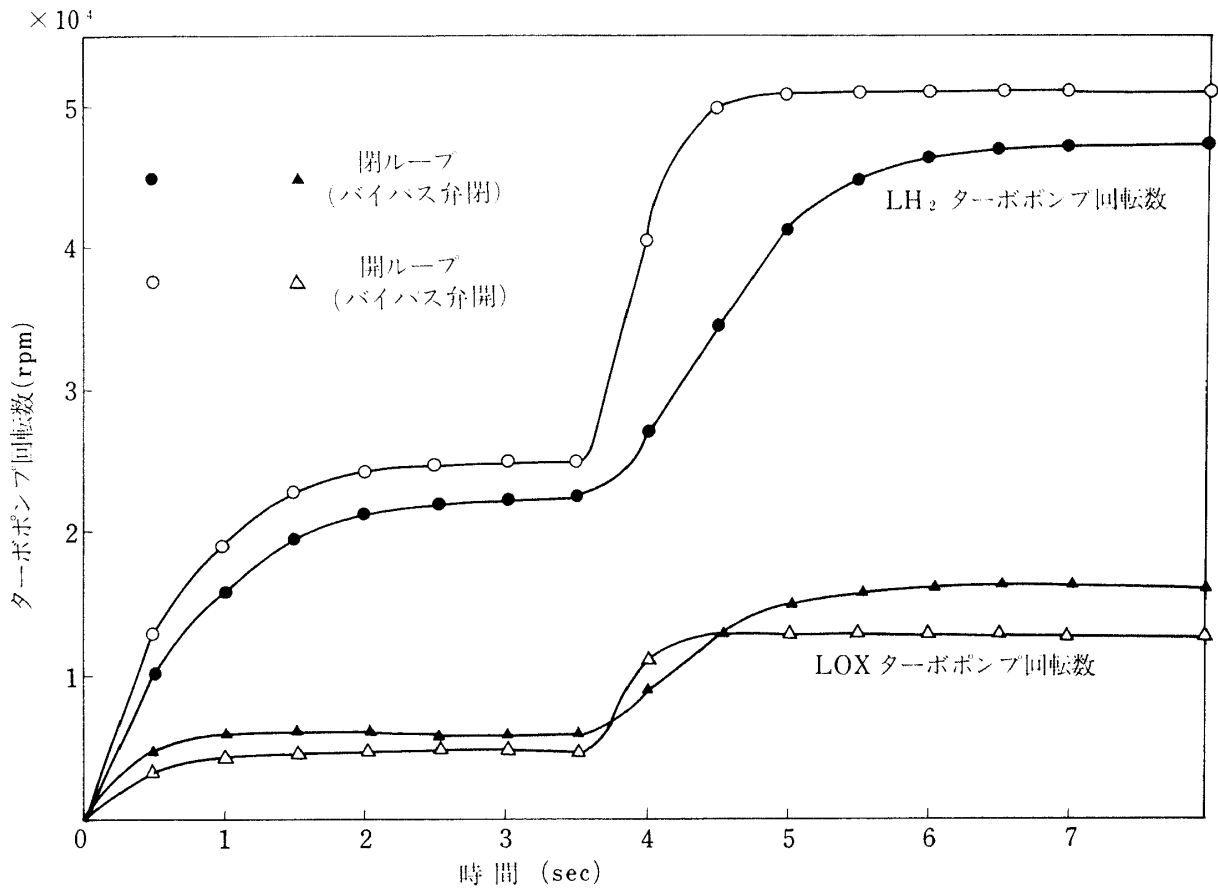
図付2-4 LOXタービンバイパス弁の効果

図付2-5には、開ループ試験と閉ループ試験の起動過渡予測計算結果を示した。開ループ、閉ループいずれの場合も、予冷が完全になされているものと仮定した計算結果である。開ループの場合にはLOXタービンバイパス弁を開とし、閉ループの場合には閉として計算を行った為、定常回転数は異っているが、初めから定常時と同じ高い圧力でGGにLOXとLH<sub>2</sub>が供給される開ループに比べ、回転数

が上昇するに従ってGGに供給されるLOXとLH<sub>2</sub>の圧力が上昇する閉ループの立上りが遅い傾向が明らかとなっている。

記号表

- $a$  : ポンプ揚程回帰係数
- $b$  : ポンプ効率回帰係数
- $c$  : タービン効率回帰係数
- $C_0$  : タービンノズル出口理論ガス速度 (m/s)



図付 2-5 開ループと閉ループ起動の比較

 $C_P$  : 定圧比熱 (kcal/kg・K) $g$  : 重力加速度 ( $m/s^2$ ) $H$  : 水頭 (m) $\Delta H$  : ポンプ揚程 (m) $I$  : 慣性モーメント ( $kg \cdot m \cdot s^2$ ) $K_I$  : イナータンス ( $s^2/m^2$ ) $K_R$  : レジスタンス ( $s^2/m^5$ ) $L$  : 動力 ( $kg \cdot m/s$ ) $M$  : トルク ( $kg \cdot m$ ) $N$  : 回転数 (rpm) $N_{d0}$  : 設計回転数 (rpm) $NPSH$  : 正味吸込水頭 (m) $O/F$  : 混合比 (酸素重量流量 / 水素重量流量) $P$  : 圧力 ( $kg/cm^2$ ) $P_t$  : タービン入口圧力 (ata) $P_g$  : ガス発生器燃焼圧力 (ata) $Q$  : 流量 ( $\ell/s$  又は  $m^3/s$ ) $Q_d$  : 設計点速度三角形と相似になる流量

$$(\ell/s \text{ 又は } m^3/s) = \frac{Q_{d0}}{N_{d0}} \times N$$

 $Q_{d0}$  : 設計流量 ( $\ell/s$  又は  $m^3/s$ ) $Q/Q_d$  : 設計流量比 $R$  : ガス定数 ( $kg \cdot m/kg \cdot K$ ) $T$  : 温度 (K) $t$  : 時間 (sec) $u$  : 周速 ( $m/s$ ) $u/C_0$  : タービン速度比 $\eta$  : 効率 $\kappa$  : 比熱比 $\pi$  : 円周率 $\rho$  : 密度

$$\phi : \text{揚程係数} = \frac{\Delta H}{u^2/g}$$

添字

 $A$  : 出口外気 $F$  :  $LH_2$  系 $i$  : インデューサ $L$  :  $LOX$  系 $m$  : メカニカル損失

$P$  : ポンプ  
 $t$  : タービン  
 $T$  : タンク  
1 : 入口  
2 : 出口

## 文 献

1. 上条ほか 6 名, 液酸・液水ロケットエンジン用液酸ターボポンプの試作研究, 航技研報告 TR-588, 1979 年 10 月
2. 山田ほか 3 名, 液酸ポンプの吸込性能試験, 第 23 回宇宙科学技術連合講演会, 昭和 54 年 10 月。
3. 航技研・宇宙開発事業団・共同研究成果報告書「液酸・液水ロケットエンジンターボポンプシステムの開発研究」昭和 55 年 12 月。
4. 森ほか 6 名, 液酸・液水ターボポンプ用ガス発

生器の定常性能試験, 第 24 回宇宙科学技術連合講演会, 昭和 55 年 10 月。

5. H.M. Roder, et al, ASRDI Oxygen Technology Survey-Volume 1 Thermophysical Properties, NASA SP-3071, 1972.
6. R.D. McCarty, Hydrogen Technological Survey-Thermophysical Properties, NSAS SP-3089, 1975.
7. S. Gordon and B.J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273, 1971.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 696 号

昭和 57 年 1 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南 4-2-12

---