

ISSN 0389-4010
UDC 621.454.2:
621.45.043

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-716

ロケット用液体酸素および液体水素
ポンプ・インデューサの吸込性能

山田 仁 ・ 上 條 謙二郎
渡 辺 光 男 ・ 平 田 邦 夫

1982年6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
3. 試験設備と試験方法	3
4. 計測・データ処理	6
4.1 計測装置	6
4.2 極低温温度校正装置	6
4.3 極低温 NPSH測定装置	9
4.4 データ処理	12
5. 試験結果と考察	14
5.1 供試インデューサー一般性能	14
5.2 供試インデューサー吸込性能	14
6. 吸込性能予測	21
7. む す び	24
記 号 表	24
参 考 文 献	25

ロケット用液体酸素および液体水素 ポンプ・インデューサの吸込性能*

山田 仁** 上 條 謙二郎**
渡 辺 光 男** 平 田 邦 夫***

Suction Performance of LOX/LH₂ Inducers for a Rocket Engine

Hitoshi YAMADA, Kenjiro KAMIJYO, Mitsuo WATANABE,
and Kunio HIRATA

ABSTRACT

The turbopump of a liquid rocket engine has to be able to operate with a low tank pressure in order to minimize the tank pressure. To provide this capability, the turbopump generally employs an inducer stage ahead of the main impeller. So it is important to predict the suction performance of the inducer itself.

In the past the prediction of the net positive suction head (NPSH) of the inducer operating in cryogenic propellants, such as liquid hydrogen, liquid oxygen and so on, has often been investigated. However, little research has been done on the prediction of NPSH of inducers between different cryogenic liquids or different pump sizes. The present study deals with these problems.

Two different inducers, one for liquid hydrogen, and the other for liquid oxygen, were tested in liquid nitrogen and another inducer was tested in liquid hydrogen for various rotative speeds, flow coefficients, and liquid temperatures. NPSH was measured for these three inducers for various flow conditions.

The thermodynamic effect of cavitation of liquid hydrogen and liquid nitrogen was compared. The measured values of NPSH in liquid hydrogen tests were in reasonable agreement with those predicted by using test data of liquid nitrogen.

1. まえがき

液酸・液水ロケットエンジンの重要な構成要素として、極低温推進剤である液体酸素、液体水素を燃焼器に供給する液酸ポンプ、液水ポンプがある。このような液体ロケットエンジン用の極低温・高速・高吐出圧ポンプを設計製作するにあたってはポンプ吸

込性能、効率、内部漏れ、振動、推力バランス、軸受、シールなどの広範囲にわたる諸問題を解決しなければ^{1),2),3)}ならない。現在ロケット用ポンプは小型軽量ならびに高吐出圧の実現を図るため高速化の傾向にある。一方タンク重量軽減のためにポンプ入口における必要NPSH（流体の全圧水頭から飽和蒸気圧水頭を差し引いた値）は小さくしたいという、ポンプの高速化とは相反する厳しい要求も強まっている。このためロケット用ポンプでは、一般に主羽根車の前にインデューサを装備し吸込性能の向上を

* 昭和57年4月12日受付

** 角田支所

*** 宇宙開発事業団

図っているが、インデューサの吸込性能を正確に把握することは、ロケットエンジン用ポンプの設計あるいは運転における重要な問題と考えられる。

インデューサの吸込性能を正確に把握し、インデューサの任意の作動条件における吸込性能を予測することは、キャビテーション係数を用いた流れの相似則の研究^{4)~10)}を基礎としてかなり正確に行うことが可能^{11)~14)}となってきた。

しかし、これらの研究は液体水素ポンプ用インデューサを主な対象としてきたため、キャビテーション相似則の適応に際しては、液体水素による吸込性能試験を実施しポンプ吸込性能を予測するものであり、異なる極低温液体および異なるインデューサ形状相互間の吸込性能の予測について公表された例は少ない。

異なる極低温液体および異なるインデューサ形状相互間の吸込性能の予測が可能となれば、たとえば比較的容易に実施しうる液体窒素試験によって、高価で試験の困難な液体水素試験での吸込性能を予測すること、あるいは小型インデューサで大型インデューサの性能を予測することができるなど、これまで提案されてきた予測法はかなり拡大使用されることが可能となる。

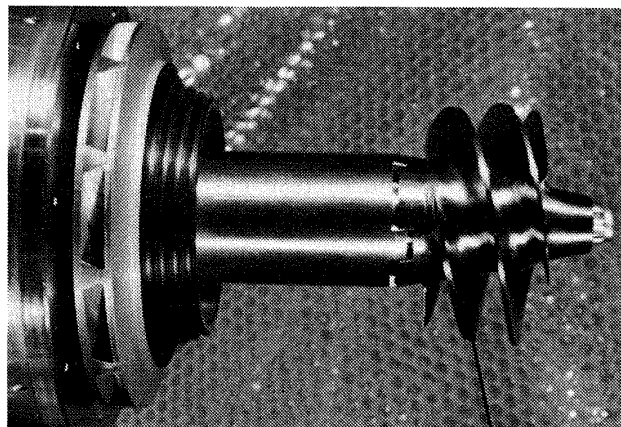
本研究は航空宇宙技術研究所試作の二段遠心液水ポンプ用インデューサ、遠心液酸ポンプ用インデューサおよび単段遠心液水ポンプ用インデューサの三種類のインデューサを用い、二段遠心液水ポンプ用インデューサおよび遠心液酸ポンプ用インデューサについては液体窒素による吸込性能試験、単段遠心液水ポンプ用インデューサに関しては液体水素による吸込性能試験をそれぞれ実施し、ポンプ回転数、流量係数、液温度などがインデューサ吸込性能におよぼす影響を把握し、あわせてインデューサの吸込性能の予測を行うことを目的としたものである。インデューサの吸込性能の試験結果と予測値は良い一致を示し、異なる極低温液体および異なるインデューサ形状相互間の吸込性能予測の妥当性を示した。

また、各供試インデューサは種々の流れ条件においてすぐれた吸込特性を持ち、回転機械として良好な作動を確認した。

2. 供 試 体

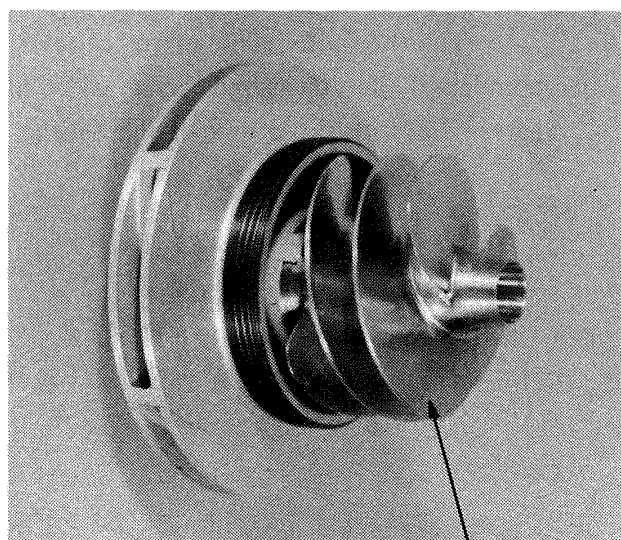
液体窒素による吸込性能試験には航空宇宙技術研究所試作の二段遠心液水ポンプ用インデューサ（以下「二段液水インデューサ」という）、および遠心液酸ポンプ用インデューサ（以下「液酸インデューサ」という）を用いた。また液体水素吸込性能試験においては同じく航空宇宙技術研究所試作の単段液水ポンプ用インデューサ（以下「液水インデューサ」という）を用いた。

各供試インデューサはそれぞれ3枚のキャンパー付後退ヘリカル羽根を有している。二段液水インデューサはチップ、ハブ共にテーパがあるが、液酸インデューサおよび液水インデューサはハブにのみテ



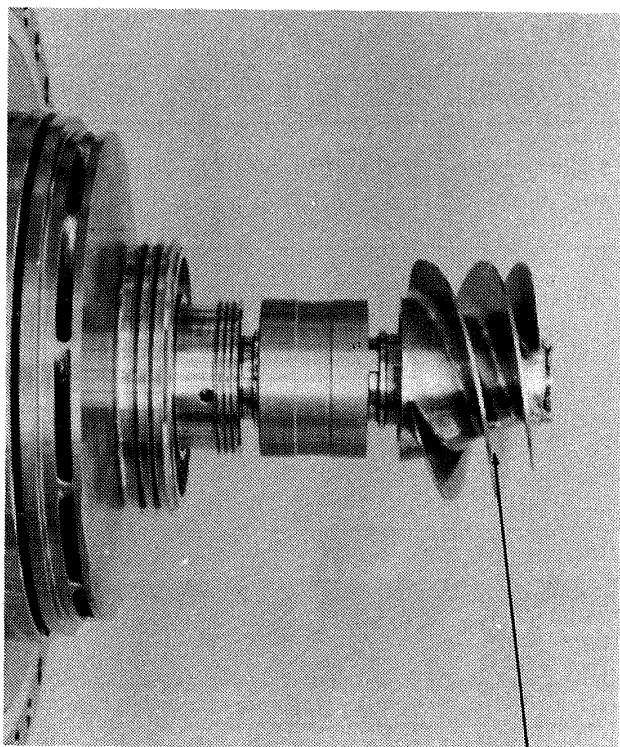
インデューサ

図 2.1 二段液水ポンプ用インデューサ



インデューサ

図 2.2 液酸ポンプ用インデューサ



インデューサ

図 2.3 液水ポンプ用インデューサ

ーバを有する羽根形状である。

それぞれの供試体の外観を図 2.1, 図 2.2, 図 2.3 に示し, 各供試インデューサの主要諸元を表 2.1 に示す。

なお次節以降に述べられる試験要目を供試インデューサとともに表 2.2 に示す。

3. 試験設備と試験方法

液体窒素吸込性能試験は航空宇宙技術研究所角田支所のターボポンプ試験設備にて行った。試験設備外観を図 3.1 に, 試験設備系統の概略を図 3.2 に, ポンプ運転操作盤を図 3.3 にそれぞれ示す。

供試インデューサは増速歯車を介して 450 kW 直流電気動力計により駆動される。試験前予冷は酸化剤ランタンクを加圧し, ポンプ出口の流量制御弁により流量を調整して, 配管系および供試体を徐々に予冷し受タンクに放出する方法により行い, 供試体の流量, ポンプ入口温度, ポンプ出口温度およびポンプの実液潤滑軸受外輪温度が安定することを確認

表 2.1 インデューサ主要諸元

諸元	供試体	二段液水ポンプ用 インデューサ	液酸ポンプ用 インデューサ	液水ポンプ用 インデューサ
設計回転数 (rpm)		45,000	16,500	50,000
設計流量 (m ³ /min)		2.46	1.03	3.02
吸込比速度 (rpm, m ³ /min, m)		5,013	3,694	4,243
必要 NPSH (m)		34	7.5	56
インデューサ入口外径 (mm)		65	65.3	68
インデューサ入口ボス比		0.3	0.3	0.35
インデューサ出口外径 (mm)		60	65.3	68
インデューサ出口ボス比		0.55	0.5	0.675
入口流量係数		0.091	0.1	0.0887
出口流量係数		0.147	0.121	0.142
圧力係数		0.102	0.160	0.0982
入口羽根角度* (度)		9.93	10.5	9.0
出口羽根角度* (度)		13.8	12.75	13.35
後退角巻き角度 (度)		48.6	50	50
インデューサチップソリディティ*		2.19	2.7	2.8
先端間隙 (mm)		0.2	0.2	1.0
羽根枚数		3	3	3

* 翼先端

表 2.2 吸込性能試験要目

供試体	作動流体	使用試験設備	回転数試験範囲	流量係数試験範囲	液温度試験範囲
二段液水 インデューサ	液体窒素	航技研角田支所 ターボポンプ試験設備	16,500 rpm ～ 25,000	0.0917 ～ 0.1073	78.2 k ～ 85.9
液酸 インデューサ	液体窒素	航技研角田支所 ターボポンプ試験設備	15,000 rpm ～ 17,500	0.078 ～ 0.109	78.09 k ～ 86.81
液水 インデューサ	液体水素	宇宙開発事業団 角田ロケット開発センター 液酸 / 液水エンジン 供給系試験設備	50,000 rpm	0.0816 ～ 0.0985	20.6 k ～ 24.68

して予冷を完了した。

供試体の一般性能試験はポンプにじゅうぶんな NPSH を与えるように酸化剤ランタンク圧を設定した後、供試体の回転数を徐々に増加させ、設定試験回転数とし、出口流量制御弁の開度を調節し、一定回転数に対して流量比 (Q/Q_d) の異なるデータを取得して試験を終了した。

吸込性能試験は前記と同様に供試体にじゅうぶんな NPSH を与えるよう酸化剤ランタンク圧を設定し、試験回転数、流量に設定した後、酸化剤ランタンクの加圧を停止し、ポンプの吸込と酸化剤ランタンク

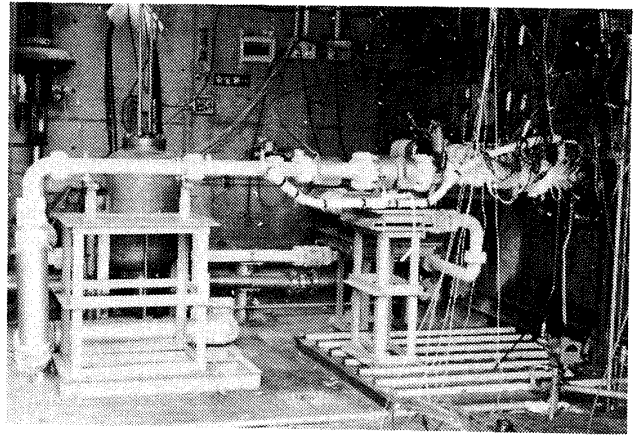


図 3.1 ターボポンプ試験設備外観

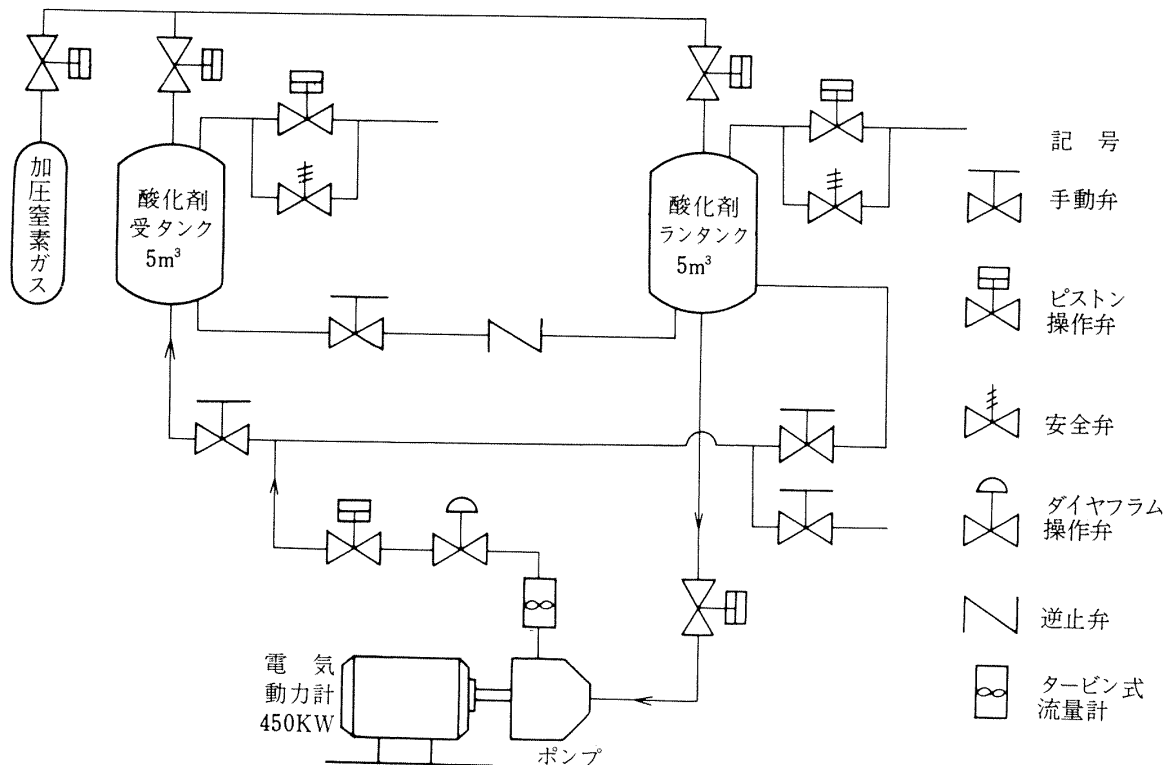


図 3.2 ターボポンプ試験設備概略

の押しガスの逃気を併用して酸化剤ランタンクの圧力を減少させ、ポンプのNPSHを下げていく方法を用いた。

NPSHの減少にともない、インデューサ出口圧力の減少が著しくなった時点で供試体の回転数を下げ

て試験を終了した。

液体窒素の液温を高めて試験を行う場合には、酸化剤ランタンクを加圧し、液体窒素をその圧力に対応する飽和蒸気圧状態にして試験を行った。本設備の酸化剤ランタンクは断熱されていないため、この

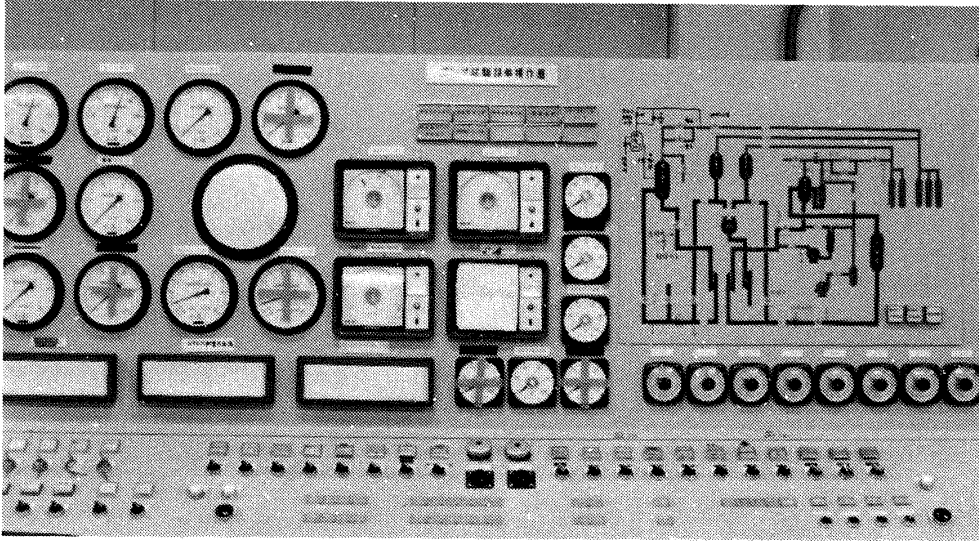


図 3.3 ポンプ運転操作盤外観

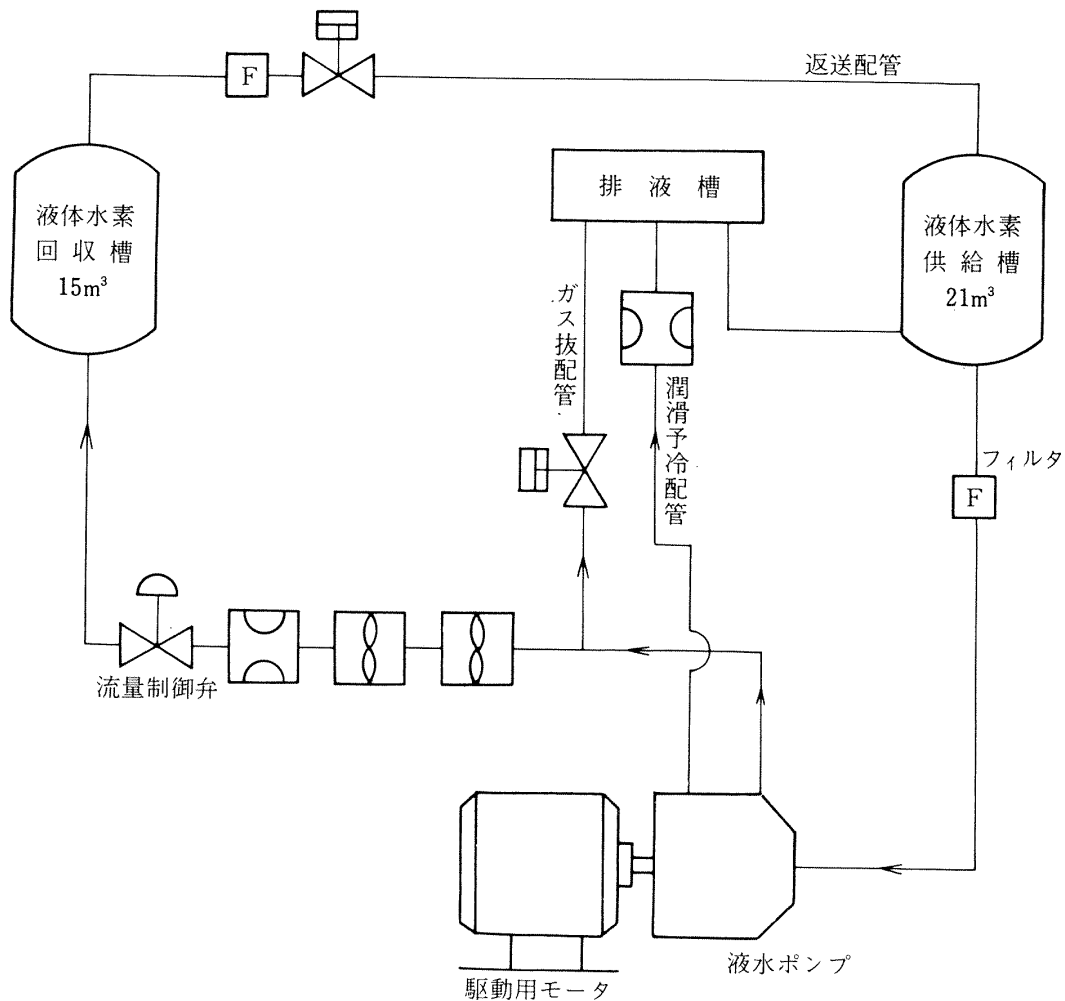


図 3.4 液体水素ポンプ試験設備概略

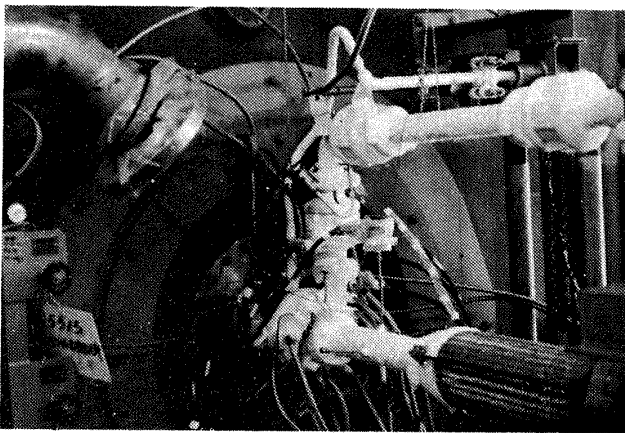


図 3.5 液酸 / 液水エンジン供給系試験設備外観

操作は約 1 時間程度で行うことができた。

試験をくり返す場合には受タンクの液体窒素を酸化剤ランタンクに移送し、再び前記の方法により試験を行った。

液体水素による吸込性能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試験設備にて行った。試験設備系統の概略を図 3.4 に示し、供試体を試験設備に取り付けた状態を図 3.5 に示す。

供試インデューサは 670 kW 電気動力計により増速歯車を介して駆動される。

液体水素温度を上昇させるのに、液体水素供給槽内に水素ガスを吹き込む方法を用いた点を除いて、一般性能試験および液体水素吸込性能試験とも前記の液体窒素による試験方法とはほぼ同じであるが、安全面には特に注意を払った。

4. 計測・データ処理

4.1 計測装置

(1) 液体窒素試験

液体窒素による試験は前節で示したとおり、航空宇宙技術研究所角田支所で行ったが、その計測装置の系統図を図 4.1、図 4.2 に示す。図 4.1 はターボポンプ試験設備の一部であり、図 4.2 の温度・圧力データ収録装置は圧力の収録チャンネルの増加と高精度の温度測定のため設けたものである。

液体窒素試験で用いた計測および監視項目を表 4.1 に示す。圧力は主に歪ゲージ型のセンサにより測定し、試験前に重錘式圧力計を用いて実負荷校正

を行った。

温度は試験前に次節に述べる温度校正法により校正を行った C-C 熱電対により測定した。

軸トルクは電気動力計の位相を求める形式のトルク計により測定し、ポンプ回転数は高周波コイル型のセンサにより測定し、流量はタービン型流量計により求めた。

(2) 液体水素試験

液体水素による試験は前節に示した様に、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試験設備にて行ったが、その計測装置の系統図を図 4.3 に示す。液体水素試験で用いた計測項目および監視項目を表 4.2 に示す。

圧力は主に歪ゲージ型の圧力センサにより測定し、試験前にブルドン管型圧力校正器を用いて実負荷校正を行った。温度測定には次節で述べる極低温温度校正装置により校正した AuFe-Cr 熱電対を主に使用した。

ポンプ回転数は高周波コイル型のセンサにより測定し、流量はタービン型流量計により求め、軸トルクは電気動力計の位相を検出してトルクを求める形式のトルク計により測定した。

4.2 極低温温度校正装置

極低温ポンプの吸込性能は、液の温度測定により求めることができるが、液体窒素および液体水素などの極低温液体では蒸気圧の温度勾配が急なため高精度の温度測定が必要となる。高精度での温度測定を可能とするために、液体窒素および液体水素試験に用いた温度計 (C-C 熱電対, AuFe-Cr 熱電体, 白金測温抵抗体) をそれぞれ極低温温度校正装置を用いて温度校正を行った。

(1) 液体窒素試験に用いた温度計校正

液体窒素による試験の温度校正は図 4.4 に外観を示す、極低温温度校正装置により行った。本装置の内部概略を図 4.5 に示す。

校正に際しては本装置の真空断熱容器に液体窒素を充てんし、熱電対温度計を挿入する。真空断熱容器内に設置されている、リング状パイプの外周および内周に加工されている多数の小孔より試料の液体窒素に微量の窒素ガスを吹き込み、試料液を攪拌し

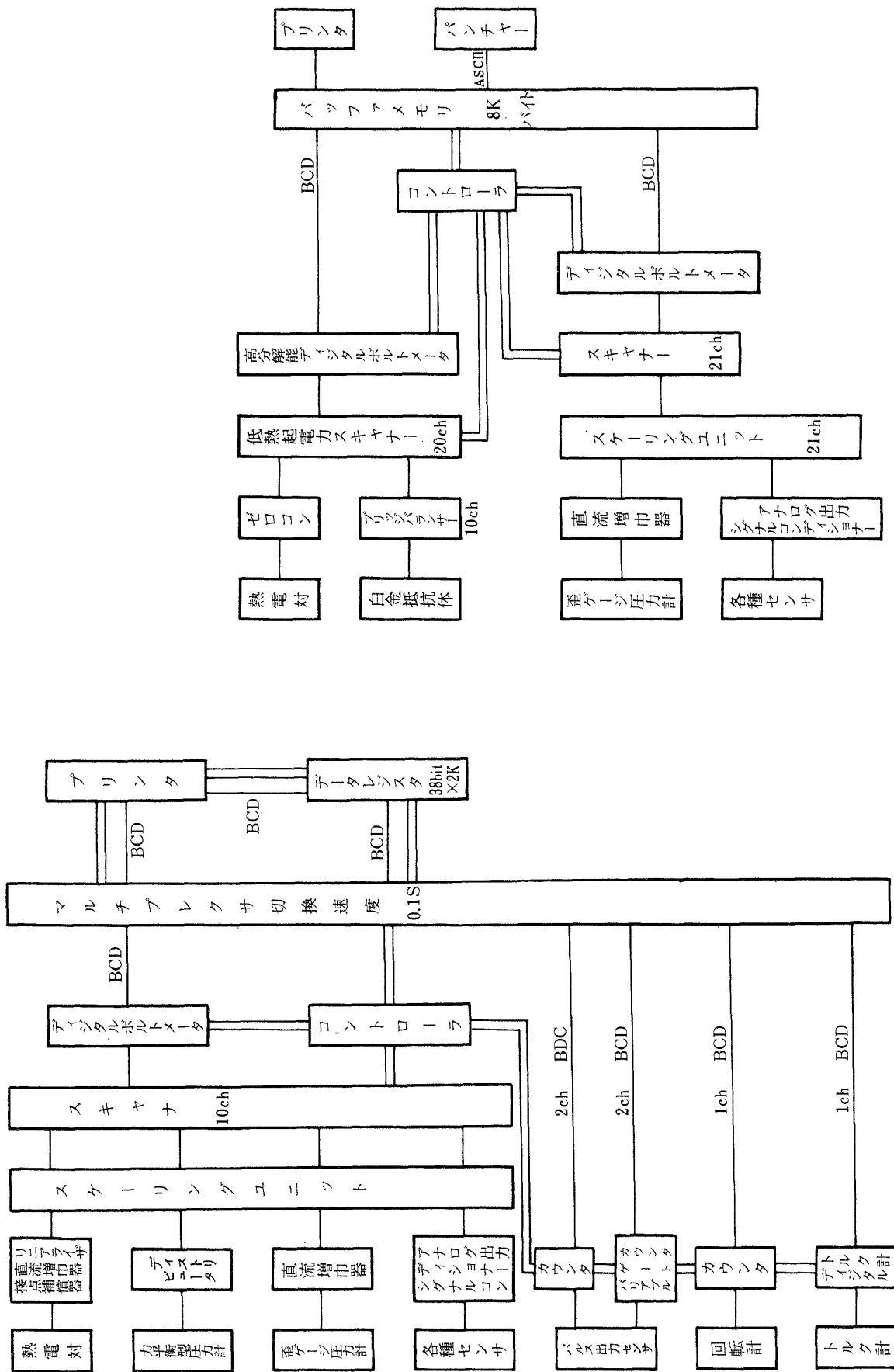


図 4.2 温度圧力データ収録装置

図 4.1 推進薬供給系統試験設備計測装置

表 4.1 液体窒素試験計測監視項目

計測監視項目	検出器	測定範囲
ランタンク圧	力平衡型	0 ~ 10 kg/cm ²
ポンプ入口圧	歪ゲージ型	0 ~ 10 kg/cm ²
インデューサ出口圧	歪ゲージ型	0 ~ 20 kg/cm ²
ポンプ出口圧	歪ゲージ型	0 ~ 100kg/cm ²
NPSH蒸気圧	歪ゲージ型	0 ~ 10 kg/cm ²
NPSH動 圧	歪ゲージ型	0 ~ 10 kg/cm ²
NPSH静 圧	歪ゲージ型	0 ~ 10 kg/cm ²
ウェアリング後圧	歪ゲージ型	0 ~ 10 kg/cm ²
ランタンク液温度	C-C熱電対	- 200℃ ~ 50℃
ポンプ入口温度	C-C熱電対	- 200℃ ~ 50℃
インデューサ入口温度	C-C熱電対	- 200℃ ~ 50℃
ポンプ出口温度	C-C熱電対	- 200℃ ~ 50℃
流 量	タービン型流量計	2.5 ~ 25 l/s
軸 ト ル ク	磁歪式トルク計	0 ~ 20kg · m
回 転 数	高周波コイル型	0 ~ 40,000rpm
軸受外輪温度	C-C熱電圧	- 200℃ ~ 200℃

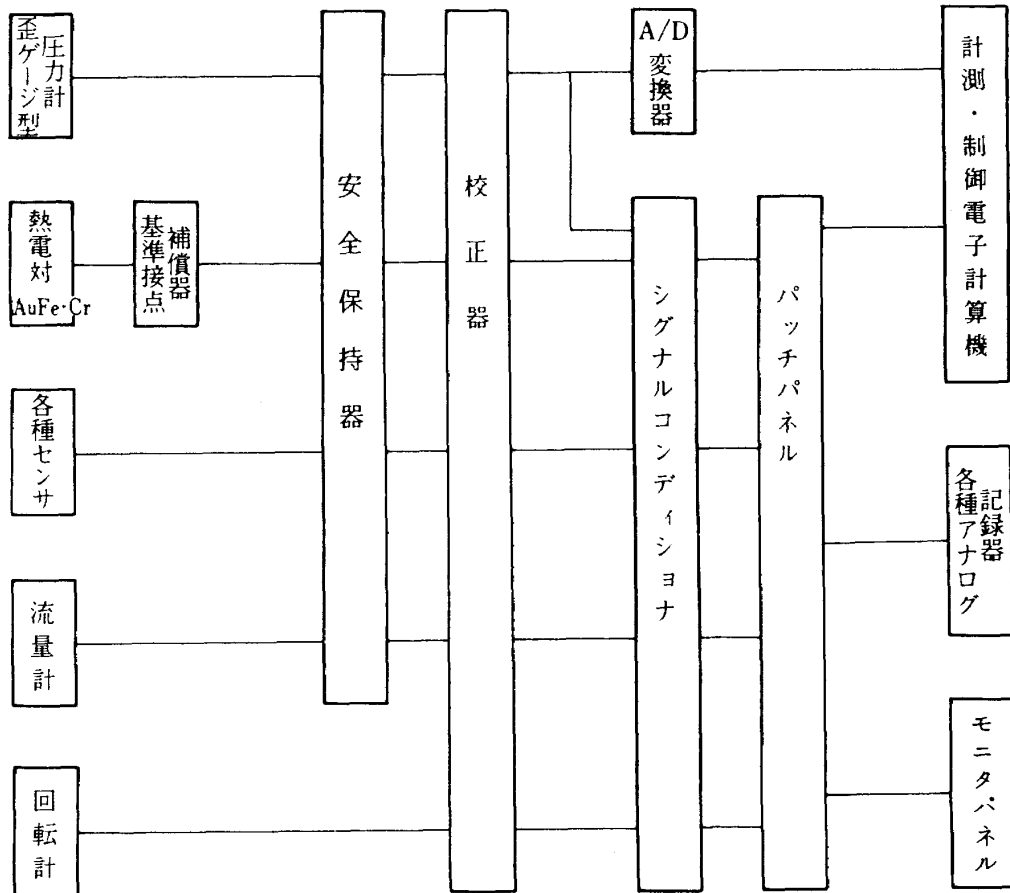


図 4.3 計測設備系統図

表 4.2 液体水素試験計測監視項目

計測監視項目	検出器	測定範囲
ランタンク圧	力平衡型	0～10 kg/cm ²
ポンプ入口圧	歪ゲージ型	0～10 kg/cm ²
インデューサ出口圧	歪ゲージ型	0～20 kg/cm ²
ポンプ出口圧	歪ゲージ型	0～100kg/cm ²
インペラ背面圧	歪ゲージ型	0～80 kg/cm ²
ランタンク液温度	白金測温抵抗体	-265℃～-195℃
ポンプ入口温度	AuFe-Cr 熱電対	-265℃～-195℃
インデューサ出口温度	AuFe-Cr 熱電対	-265℃～-195℃
ポンプ出口温度	AuFe-Cr 熱電対	-265℃～-195℃
流 量	タービン型流量計	0～60 l/s
軸 ト ル ク	磁歪式トルク計	0～30 kg・m
回 転 数	高周波コイル型	0～63,000rpm
軸受外輪温度	AuFe-Cr 熱電対	-265℃～-195℃

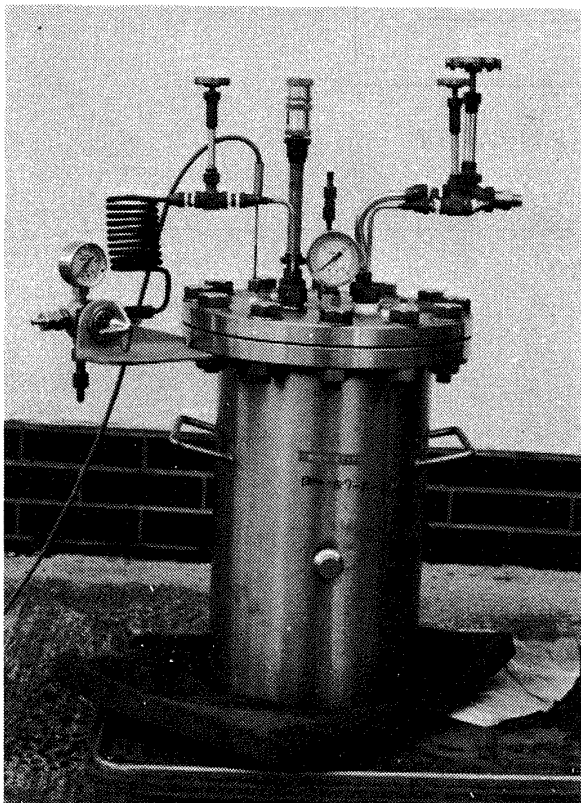


図4.4 極低温温度校正装置外観

液温を変化させ、この温度に対応した飽和蒸気圧を容器内に保つ。

飽和蒸気圧は高精度の圧力測定装置により、また熱電対温度計の出力電圧は高精度の電圧計に出力させることにより温度校正を行う。図 4.6 は本校正装

置により得られた温度校正結果の一例を示す。

なお本校正装置は飽和蒸気圧を温度校正に必要な時間一定に保持するために圧力調整弁を設置しているほか、安全を確保するために安全弁が装着されている。

(2) 液体水素試験に用いた温度計校正

液体水素試験で用いた熱電対温度計は図 4.7 に外観を示す極低温温度校正装置により温度校正を行った。

本装置の内部概略を図 4.8 に示す。温度校正に際してはヘリオスタットを真空ポンプにより真空状態にし、ヘリウムガスを用いた圧縮機により冷凍機温度を低下させ校正器を冷却する。

校正器には標準温度計（白金コバルト希薄合金素子）および被校正熱電対を取り付け、任意の温度において標準温度計の抵抗値（温度）ならびに AuFe-Cr 熱電対の起電力および白金測温抵抗体の抵抗を測定し、標準温度計に対応した温度校正を行った。

4.3 極低温 NPSH 測定装置

吸込性能はポンプ入口における流体の全圧水頭から飽和蒸気圧水頭を差し引いた値（NPSH）により表わされる。従来ポンプの NPSH を求める方法は、ポンプ入口における流体の全圧およびその流体の温

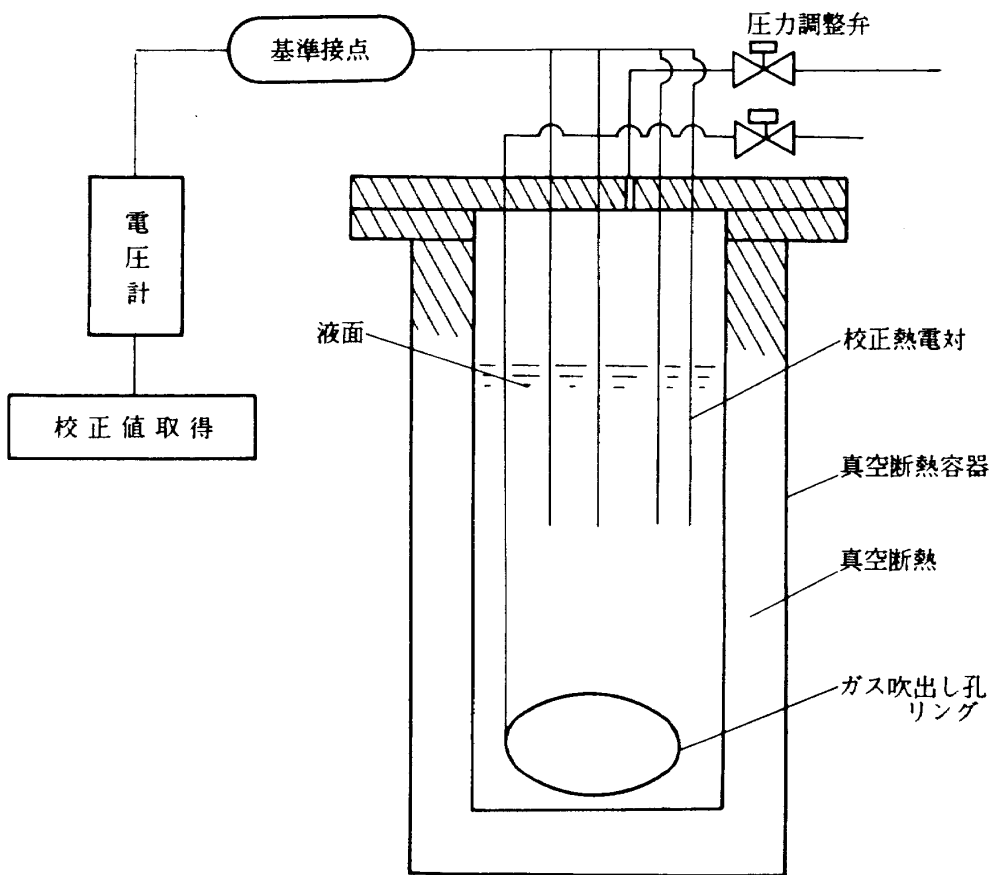


図 4.5 極低温温度校正装置内部概要

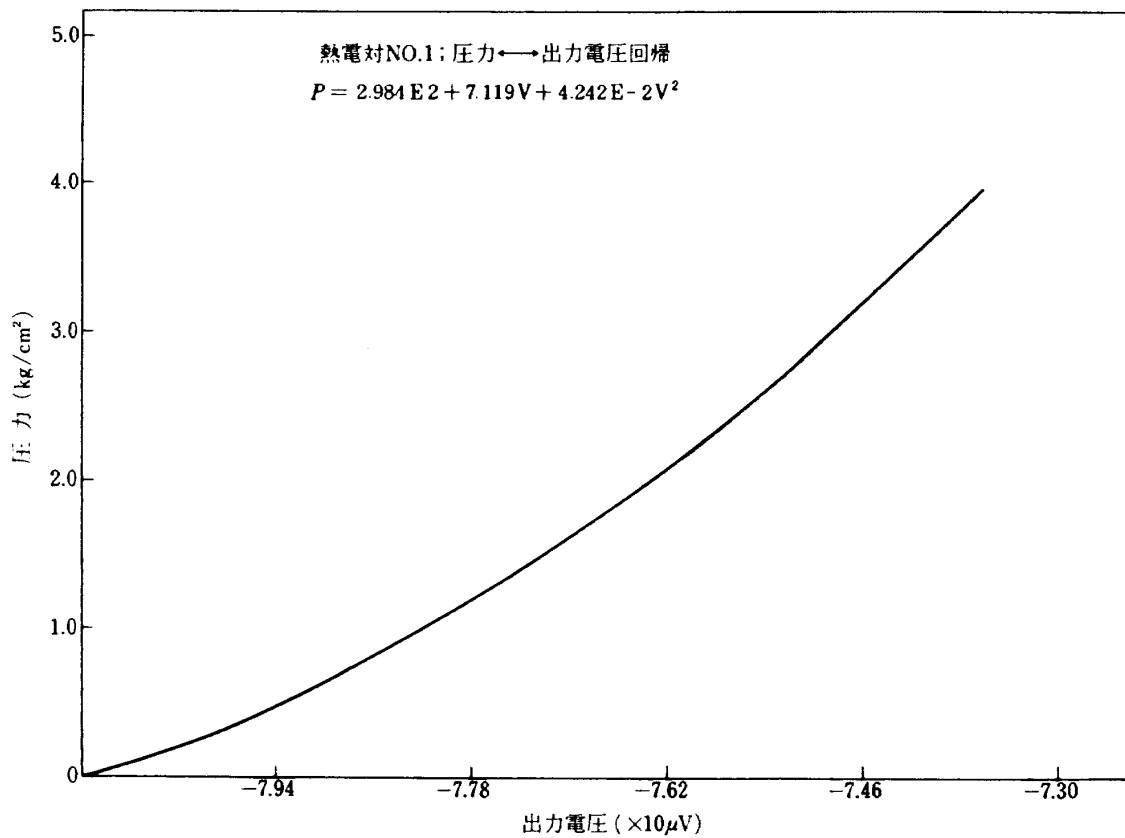


図 4.6 温度校正結果の一例 (LN₂ による校正)

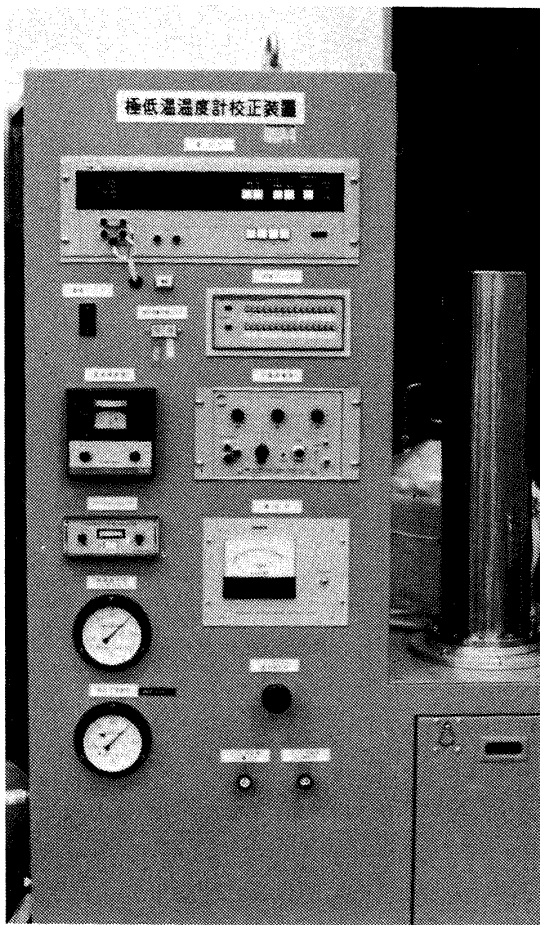


図 4.7 液体水素試験用極低温温度校正装置

度から間接的に、たとえば温度-飽和蒸気圧曲線を利用して求めた飽和蒸気圧との差より得ることであった。

このような間接方法を用いる場合、極低温液体では高精度の温度測定を必要とする。液体窒素による吸込性能試験においては、温度測定による間接的な吸込性能測定法の精度を調べる目的で、次に述べる直接的に極低温ポンプの吸込性能を求めることのできる極低温 NPSH 測定装置も併用して、供試インデューサの NPSH を求めた。

極低温 NPSH 測定装置の概略を図 4.9 に示す。本装置は飽和蒸気圧を求めることのできる小型薄肉タンク（内容積約 4 cm^3 ）およびタンク支持用の薄翼により構成されている。

インデューサの吸込性能測定に際しては、タンク内に極低温液体の液相および気相が形成されるように、封じ込める液体の量を調整する。タンク内の液温はタンク外の液温と等しくなり、タンク外の液温に対応する飽和蒸気圧がタンク内に保たれる。この飽和蒸気圧はタンクを支える薄翼に加工されている蒸気圧測定孔を通して測定される。一方タンク外を

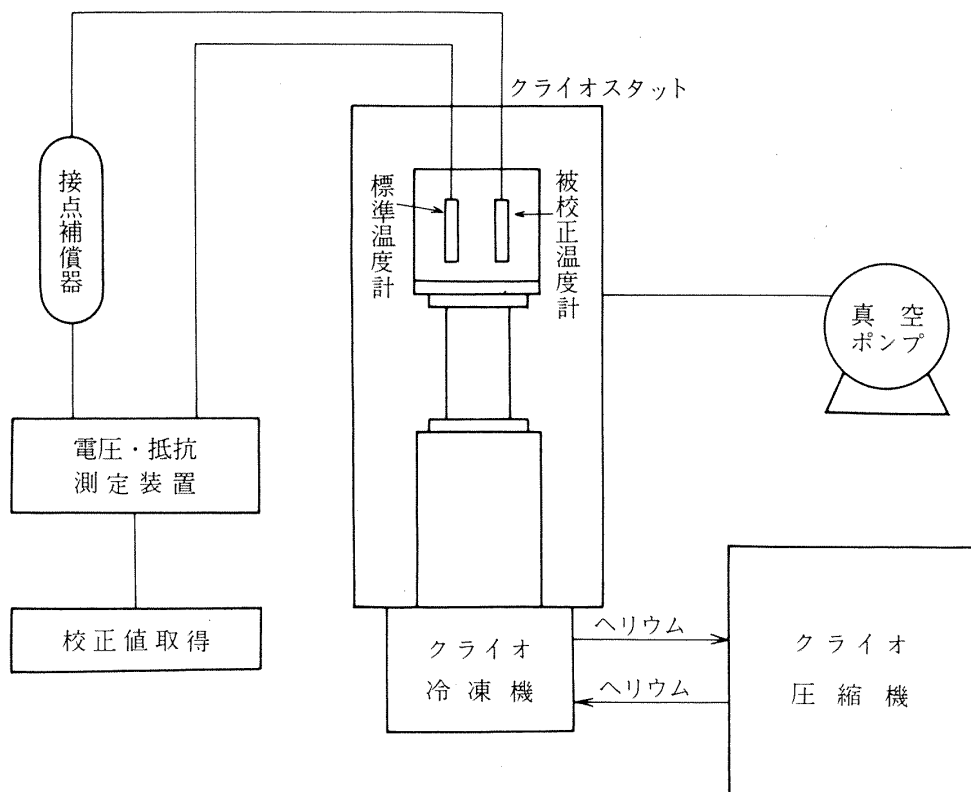


図 4.8 液体水素試験用極低温温度校正装置概略

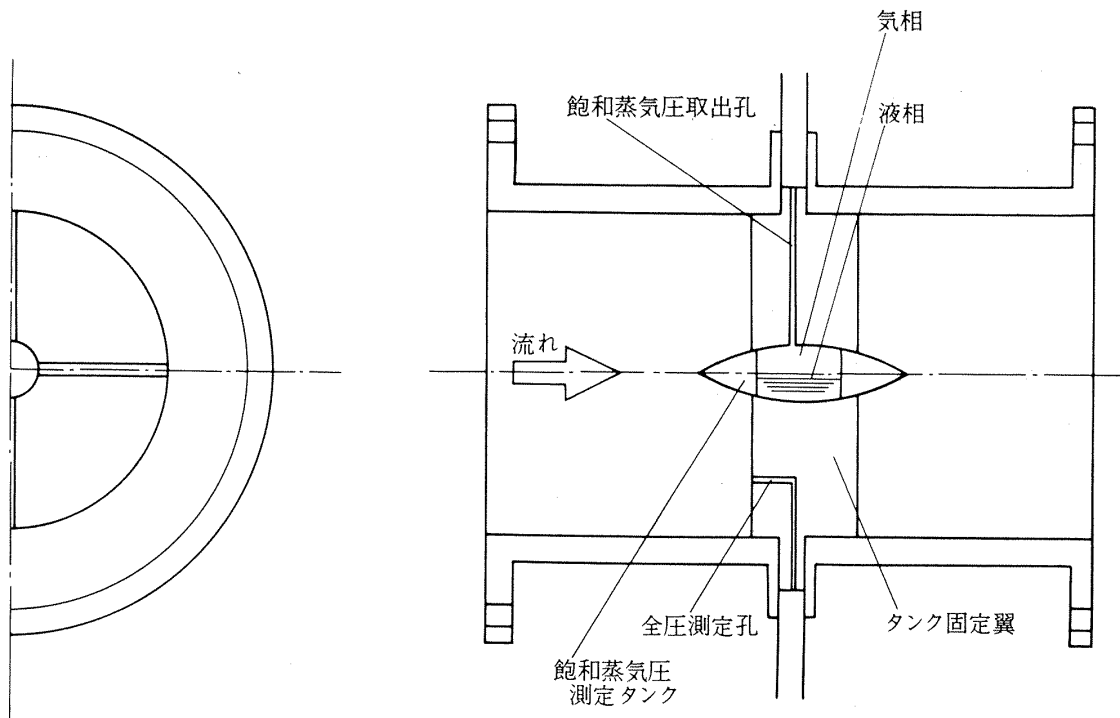
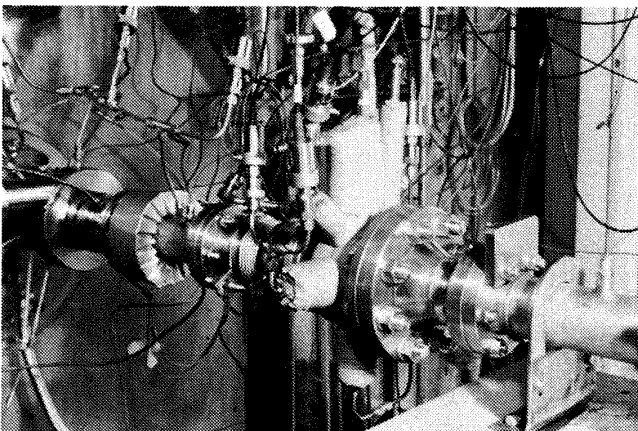


図 4.9 NPSH測定装置概略

図 4.10 極低温ポンプNPSH測定装置の
取り付け状況

流れる流体の全圧は同じく薄翼に加工されている全圧測定孔を通して測定される。

極低温NPSH測定装置の設備配管取り付け状況を図4.10に示す。本装置は断熱材により熱侵入を防ぎ、さらに安全を確保するために安全弁を装備している。

図4.11は温度測定により得られたNPSHと、極低温NPSH測定装置により得られたNPSHを示すが、両者は良く一致しており、温度計測から間接的に求めるNPSHの精度はじゅうぶんといえる。

以後本報告で述べるNPSHは温度測定より得られたNPSHにより記述するものとする。

4.4 データ処理

液体窒素による試験データの処理装置を図4.12に示し、処理フローチャートを図4.13に示す。液体窒素試験に用いられたターボポンプ試験設備・計測装置より送られてくるBCDコードの試験データを実時間で、YHP9825Aカリキュレータのメモリに取り込み、試験終了後カリキュレータの磁気テープに収録する。

また温度・圧力データ収録装置のバッファメモリに試験中貯えられたASC IIコードの温度・圧力データも同じく試験後、カリキュレータの磁気テープに収録する。前もって磁気テープに収録処理されている各種センサ(温度、圧力、トルク、流量など)の校正値を用いて物理量変換、インデューサ性能計算および処理結果の外部出力を同じくYHP9825Aカリキュレータにより行った。

液体水素試験における試験データの収録・処理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試験設備のFACOM40C電子計

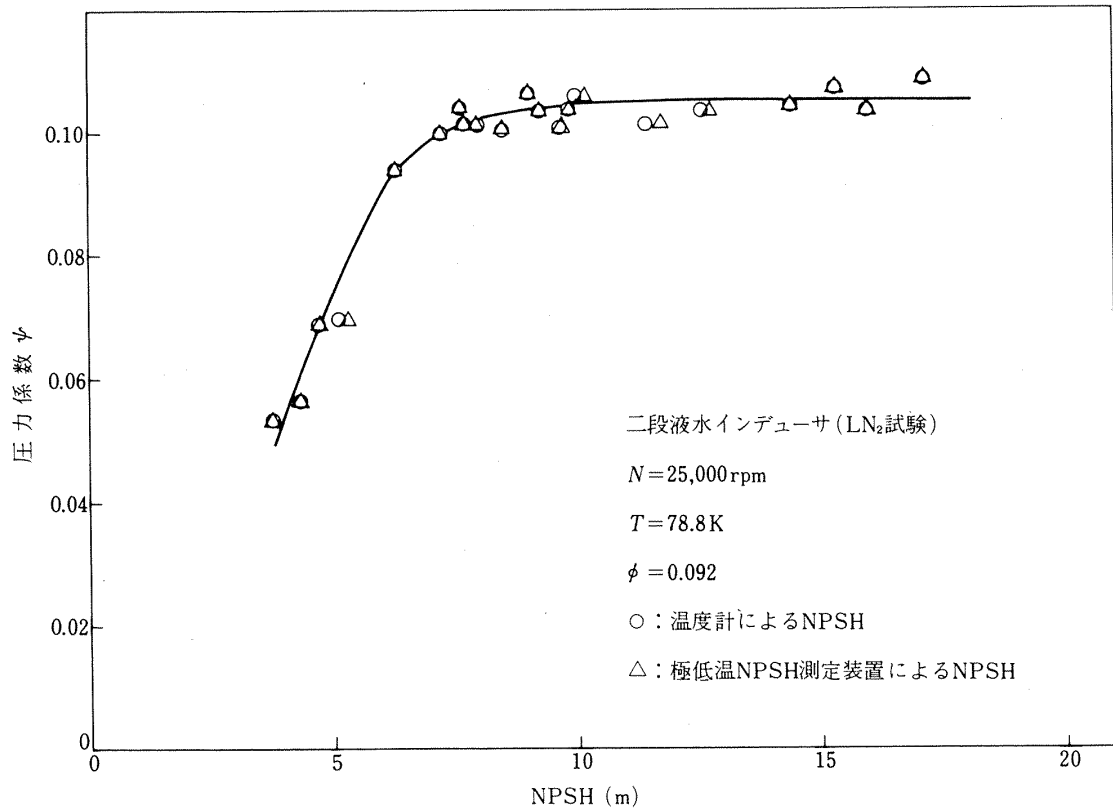


図 4.11 温度計および極低温 NPSH 測定装置による NPSH の比較

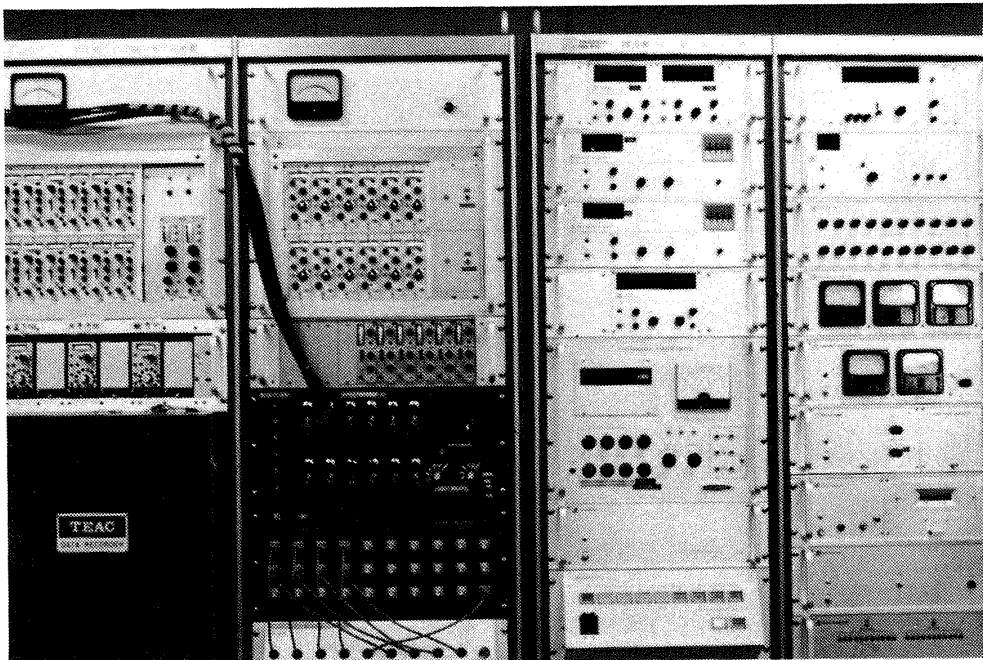


図 4.12 計測装置外観

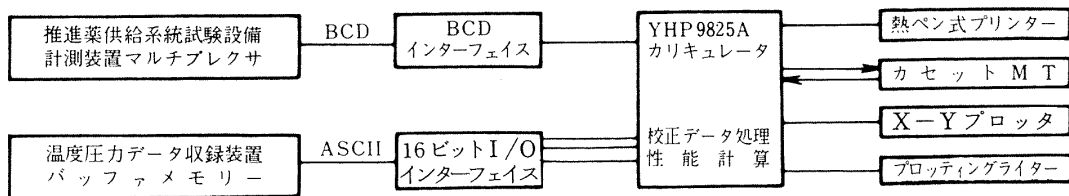


図 4.13 デジタルデータ処理装置

算機にて行ったが、試験データの収録・処理手順は前に述べた方法とほぼ同じである。

5. 試験結果と考察

5.1 供試インデューサー一般性能

インデューサーにじゅうぶんなNPSHを与えた場合の、各供試インデューサーの流量比 (Q/Q_d) と圧力係数 (ψ_{in}) の関係を図 5.1 に示す。二段液水インデューサーの試験回転数は 15,000rpm、液酸インデューサーの試験回転数は 16,500rpm であり、いずれも液体窒素における一般性能である。

液水インデューサーの一般性能は液体水素試験により得られたものであり、試験回転数は 50,000rpm である。

いずれの供試インデューサーとも、線型的に右下り勾配を示し、流量比 (Q/Q_d) のかなり広い範囲で安定した作動状態を示している。

5.2 供試インデューサー吸込性能

(1) 回転数の影響

図 5.2 は液体窒素温度 (82.8k), 流量係数 (0.098) をほぼ一定にし、回転数を変化させた場合の二段液水インデューサーの吸込性能を示す。図 5.3 は同様に液酸インデューサーにおいて液体窒素温度 (78.2k), 流量係数 (0.10) をほぼ一定にし、回転数を変化させた場合の吸込性能を示す。

液酸インデューサーでは二段液水インデューサーに比較して、試験回転数の差異が少ないため、吸込性能の差はあまり大きくないが、回転数が高い程いずれの供試インデューサーとも必要NPSHは大きくなり、通常の水による試験の結果と良く対応している。

(2) 流量係数の影響

図 5.4 は回転数 (25,000rpm), 液体窒素温度 (78.4k) をほぼ一定にし、流量係数 (ϕ_{in}) を変化させた場合、図 5.5 は同じく回転数 (25,000rpm) は一

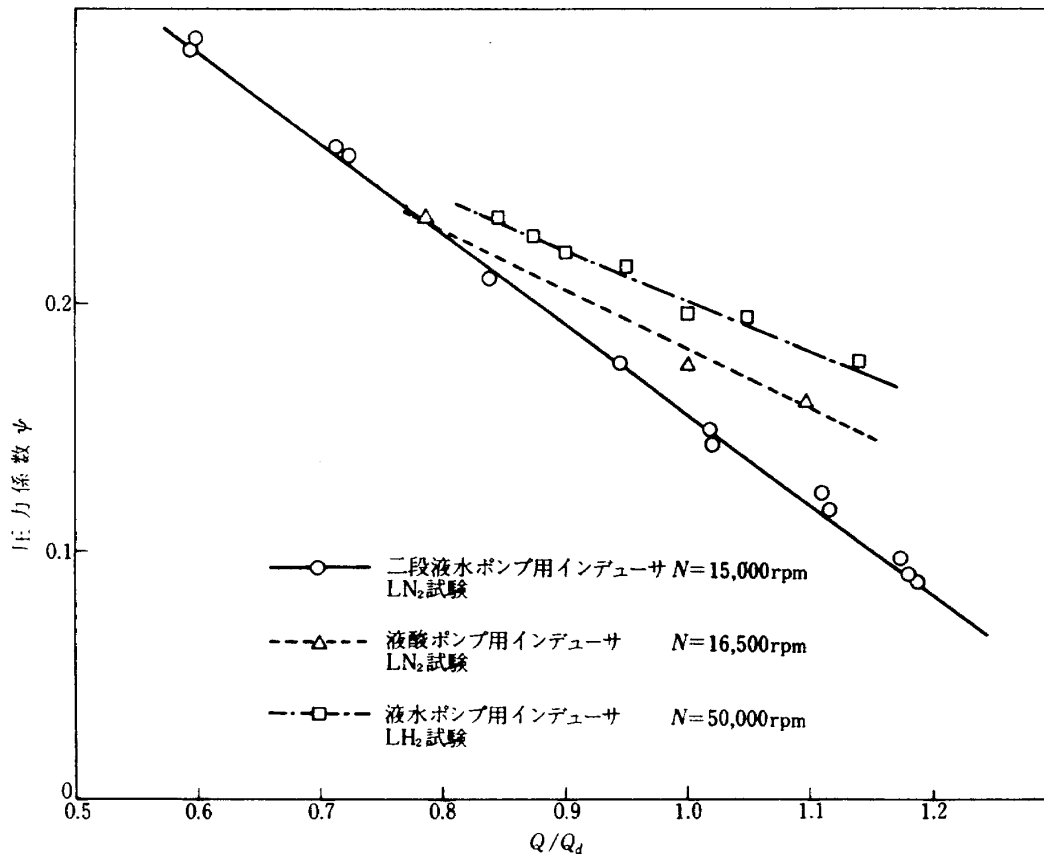


図 5.1 供試インデューサー一般性能

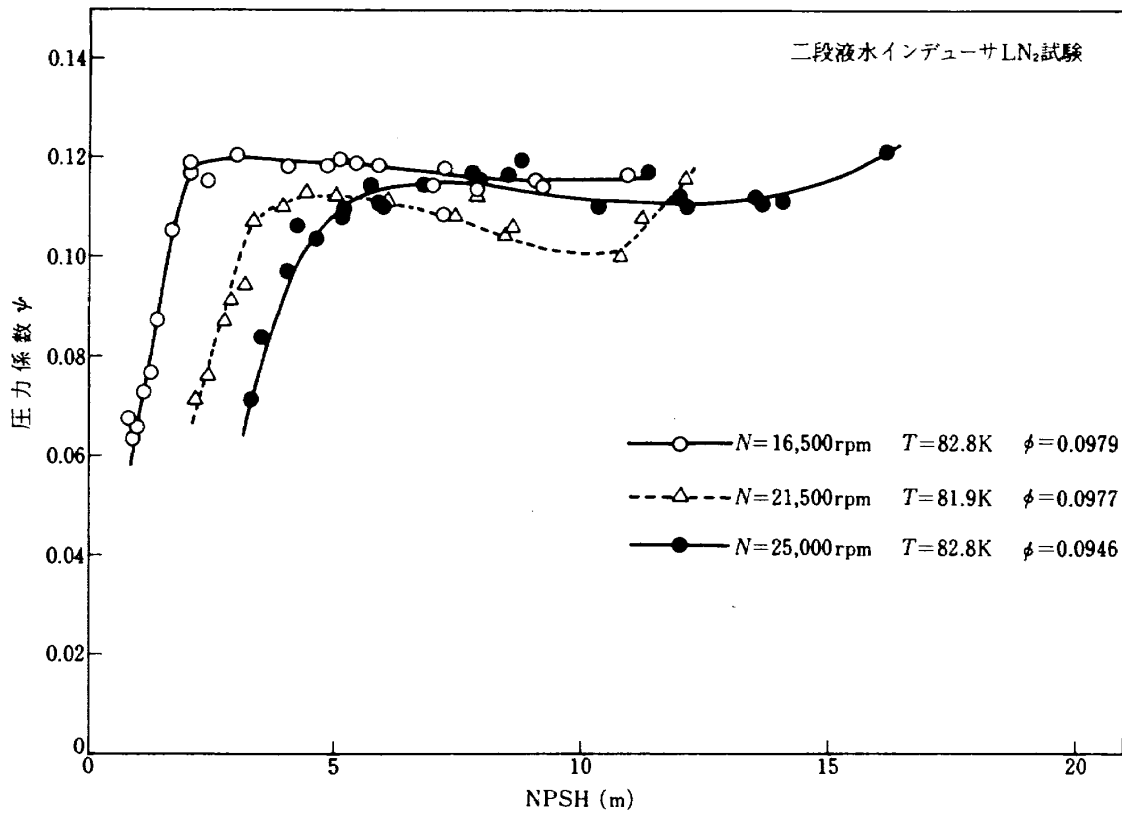


図 5.2 二段液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす回転数の影響

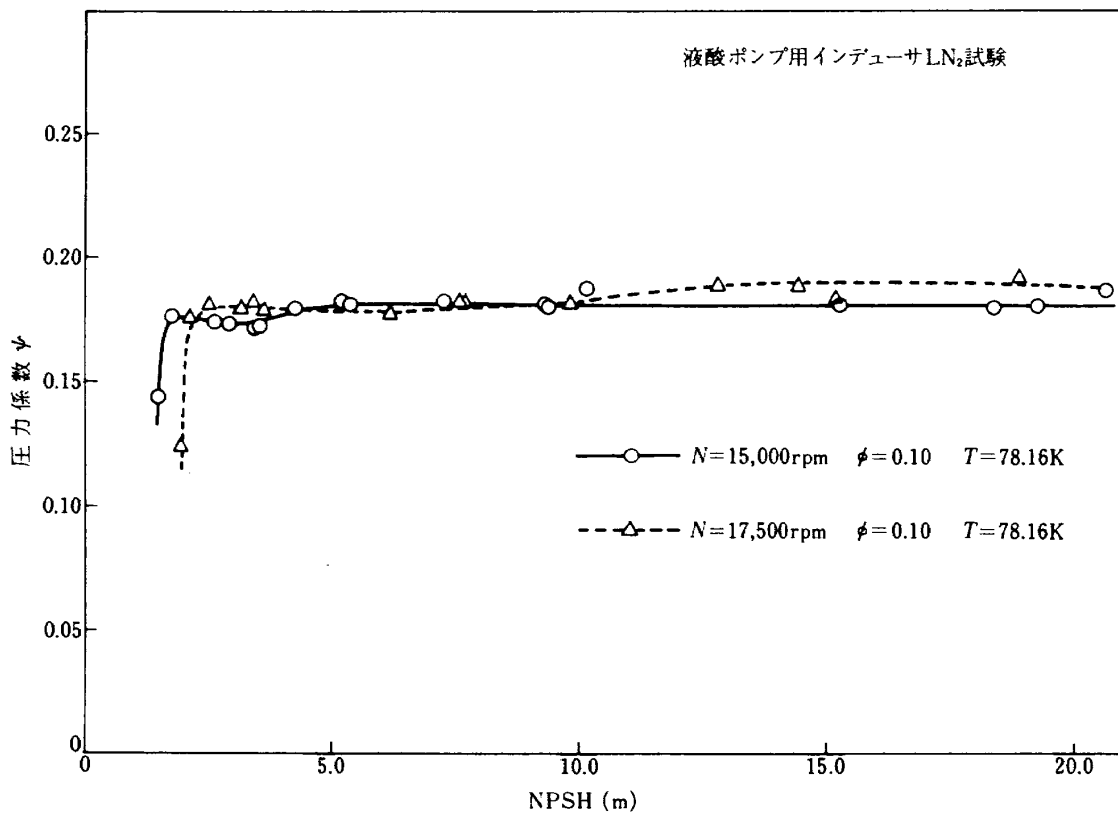


図 5.3 液酸ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす回転数の影響

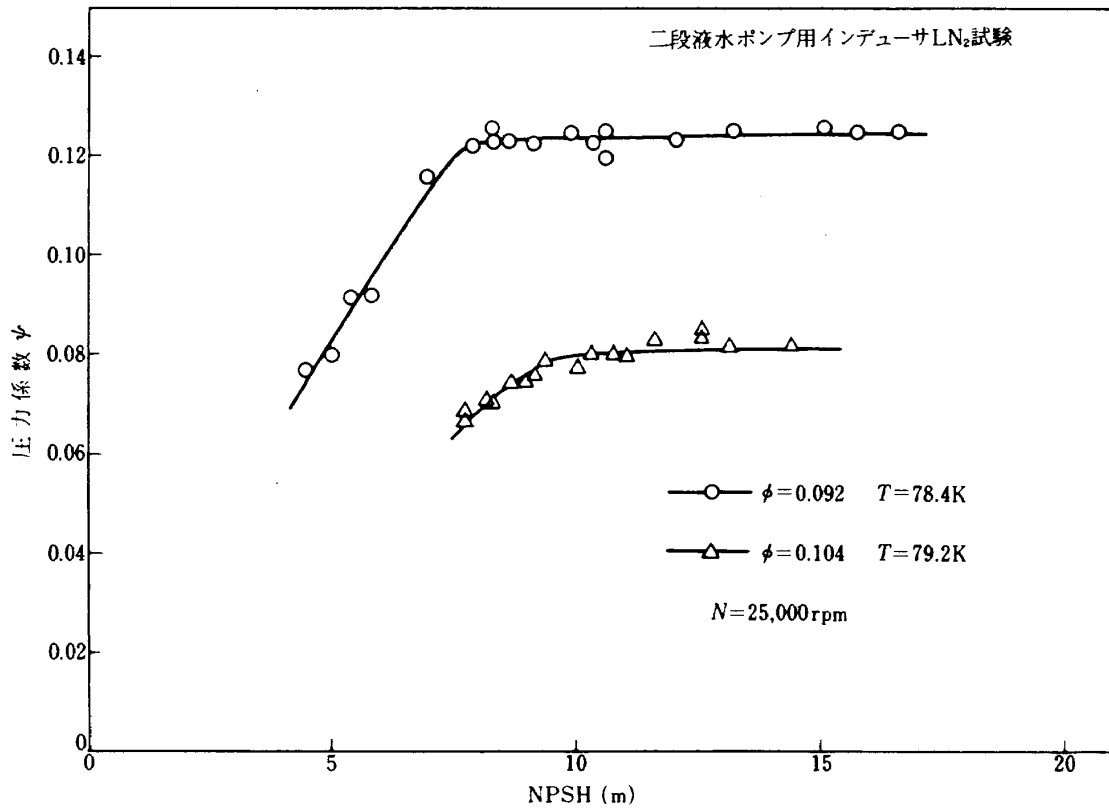


図 5.4 二段液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす流量係数の影響

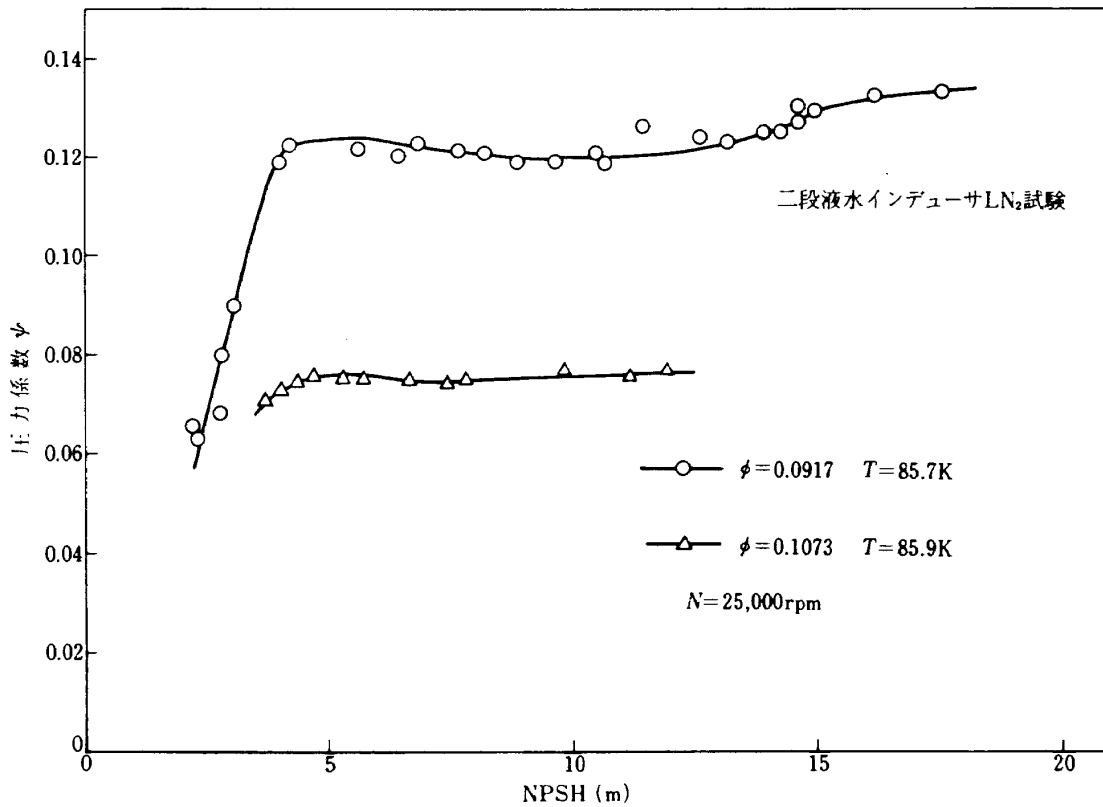


図 5.5 二段液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす流量係数の影響

定であるが、液体窒素温度を85.7kに高め流量係数を変えた場合の二段液水インデューサの吸込性能を示す。流量係数が大きい程、圧力係数が小さく、必要NPSHは大きくなる。

しかしながら液体窒素温度が高い場合、必要NPSHの差はあまりみられない。これは次節で述べるキャビテーションに対する熱力学的効果によるものと考えられる。

図5.6は液酸インデューサにおいて回転数(16500rpm)、液体窒素温度(78.1k)をほぼ一定にし、流量係数を変化させた場合の吸込性能を示す。図中、流量係数が0.10の場合の吸込性能はインデューサ出口圧力の急激な低下の直前までの値を示す。液酸インデューサの試験回転数が比較的低いため、必要NPSHの差はあまり大きくはないが、流量係数が大きい程、二段液水インデューサと同じく必要NPSHは大きい。

図5.7は回転数(50,000rpm)、液体水素温度(20.6k)をほぼ一定にし、液体水素による液水インデューサにおける流量係数の影響を示す。

各供試インデューサともに流量係数が小さい程、

必要NPSHは向上しているが、特に図5.7に示されているように液水インデューサにおいては流量係数が多少大きくなっても、若干の圧力係数の低下がみられるものの、かなりの低いNPSHにおいても良好な性能を示している。

なお本試験に用いた液水インデューサは他の供試インデューサと異なり、全体的にゆるやかに圧力係数が低下するが、これは本試験に用いた液水インデューサの翼先端とインデューサケーシングとの間隙(チップすきま)が1mmであり、他の供試インデューサに比べて大きい。このためチップすきまに生じるキャビテーションにより、インデューサ揚程の向上が妨げられ圧力係数がゆるやかに低下するものと考えられる。

(3) 液温度の影響

図5.8は回転数(25,000rpm)、流量係数(0.092)をほぼ一定にし、液体窒素温度をそれぞれ78.2k、81.2kおよび85.7kに変えた場合の二段液水インデューサの吸込性能を示す。図5.9は同インデューサにおいて流量係数を0.104と大きくし、液体窒素温度を79.2kから85.9kに変えた場合の液温度の

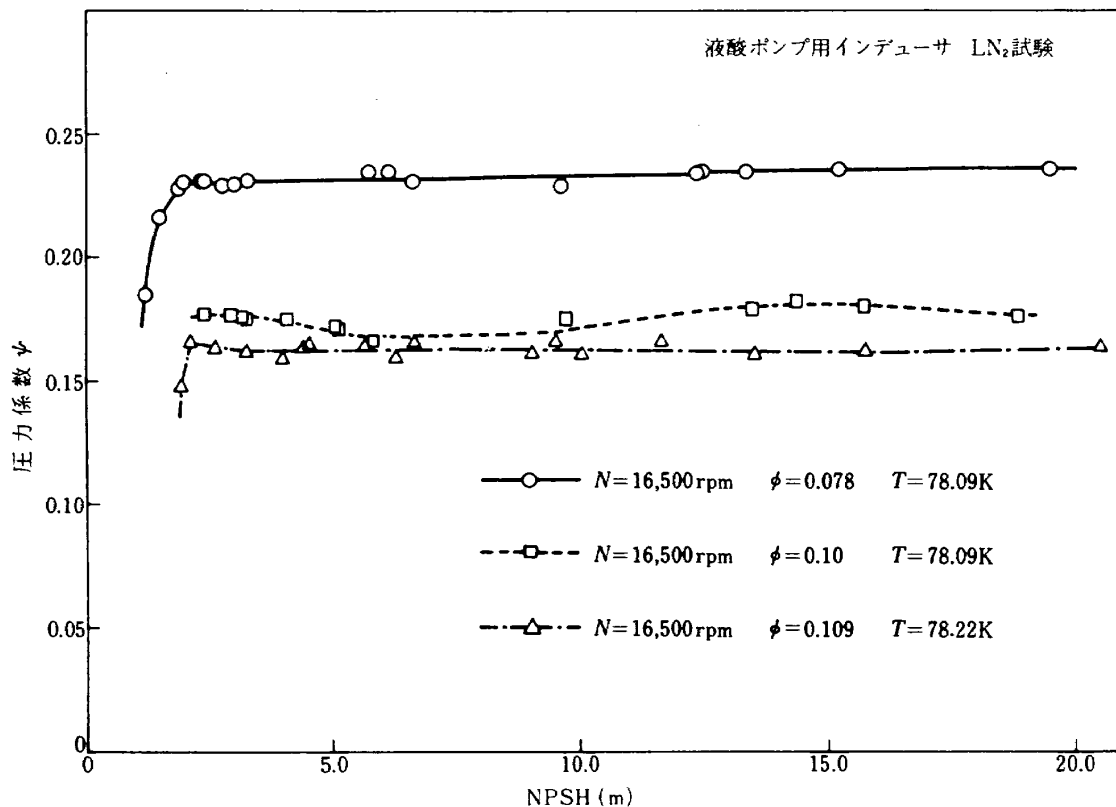


図5.6 液酸ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす流量係数の影響

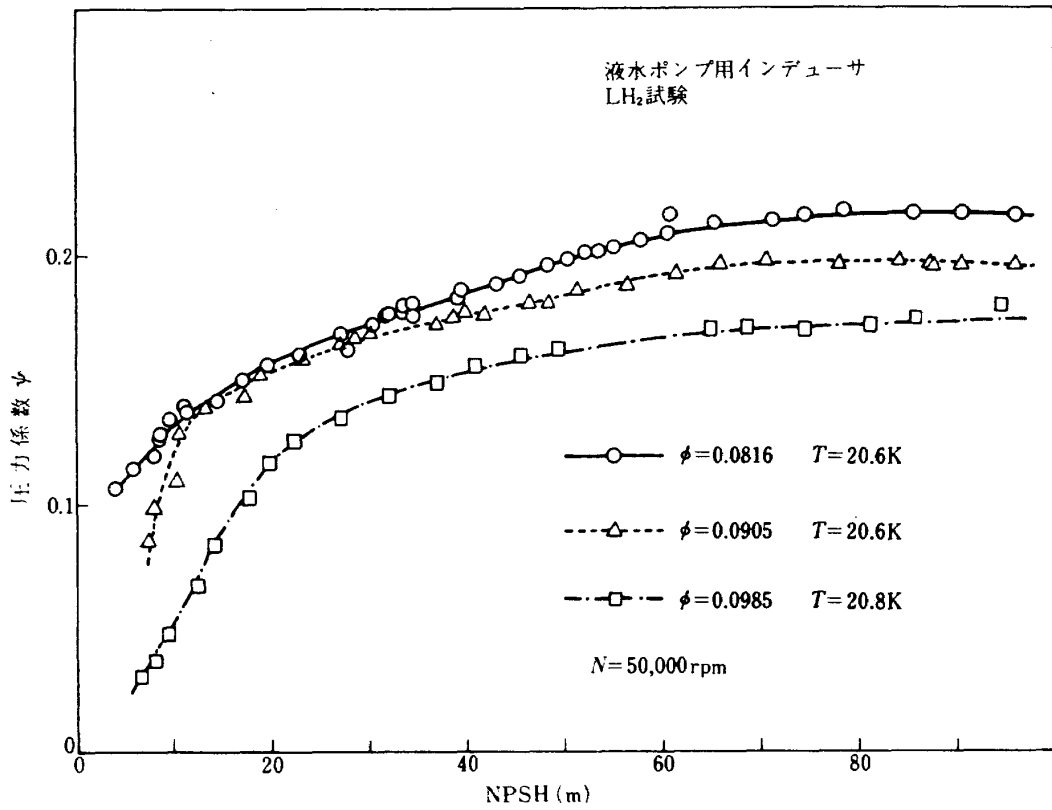


図 5.7 液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす流量係数の影響

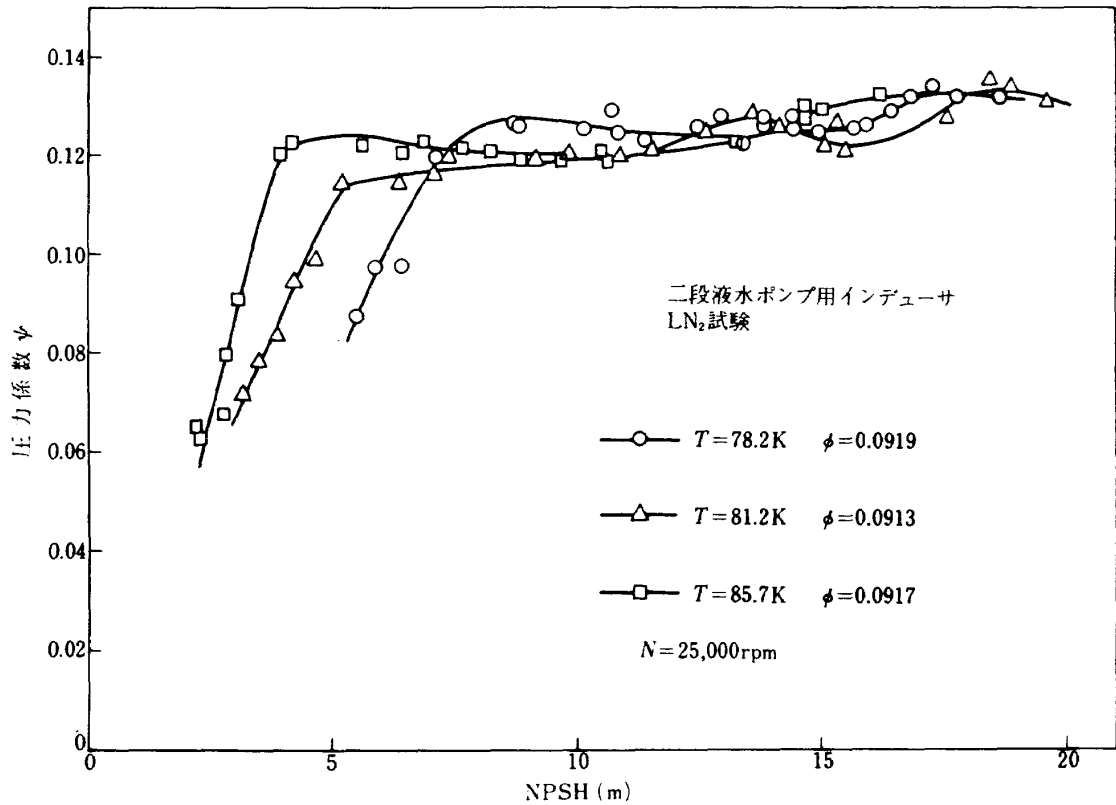


図 5.8 二段液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす液体窒素温度の影響

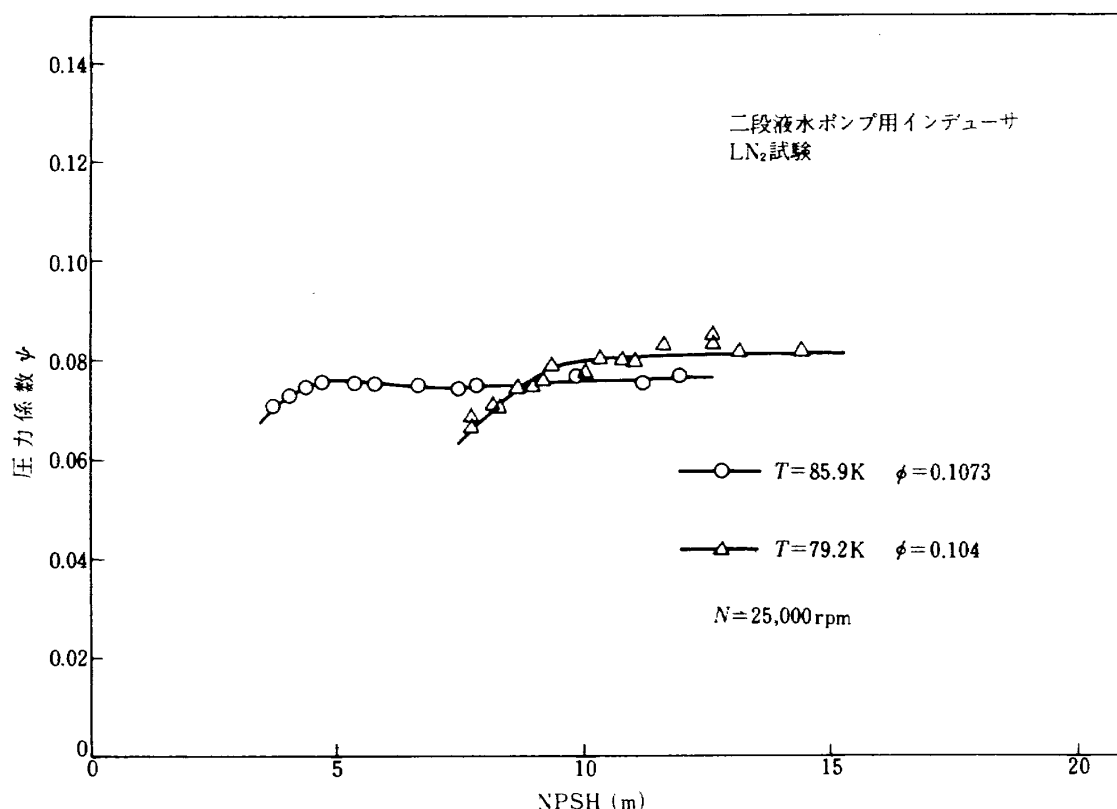


図 5.9 二段液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす液体窒素温度の影響

影響を示す。

図 5.10 は液酸インデューサにおいて、回転数 (16,500rpm), 流量係数 (0.10) を一定にし、液体窒素温度をそれぞれ 78.1k, 82.5k および 86.8k と変えた場合の吸込性能を示す。図中 78.1k の吸込性能はインデューサ出口圧力の低下の直前までの値である。

図 5.11 は液水インデューサにおいて、回転数 (50,000rpm), 流量係数 (0.0905) をほぼ一定に設定し、液体水素温度を 20.6k および 24.7k とした場合の吸込性能を示す。

液体窒素および液体水素ともに液温度が高い程、各供試インデューサの吸込性能は向上している。二段液水インデューサおよび液水インデューサにおいては、試験回転数が高く必要 NPSH が大きいために、この液温度の影響は明瞭であるが、図 5.10 に示された液酸インデューサの試験においては回転数が低いために、他のインデューサに比べて液温度による吸込性能の差異はさほど大きくはない。

この液温度の差異によるポンプ吸込性能への影響

は、極低温液体、特に液体水素に顕著にみられるキャビテーションに対する熱力学的効果とよばれる影響である。

極低温液体では蒸気圧の温度勾配が大きいので、温度に対する蒸気圧の変化が著しく、キャビテーション発生時には蒸発潜熱による自己冷却作用に基づき、キャビティ内の蒸気圧が低下し、ポンプ入口温度および圧力より求められる必要 NPSH は、自己冷却による蒸気圧の低下量だけ向上するものである。本試験において用いられた液体窒素においても、かなりのキャビテーションに対する熱力学的効果が認められた。

液水インデューサは表 2.1 に示されている設計点での NPSH よりかなり低い NPSH でも、じゅうぶんに揚程を生じており、かなりの余裕をもっている。

液酸インデューサについては、液体窒素で吸込性能が求められたため、厳密には液体酸素との熱力学的効果に基づく必要吸込性能の差異を考慮する必要がある。

しかし比較的低温の液体窒素を試験では用いた

ので、この物性に基づく差異は小さく、液体酸素での7.5mの必要吸込性能の条件はじゅうぶんに満足しているものと考えられ、良好な吸込性能特性を有している。

また特に節は設けなかったが、各供試インデューサは試験に際して、軸振動、軸受特性、シールなどの機械的諸特性は良好であり、供試体は回転体として正常な作動を示した。

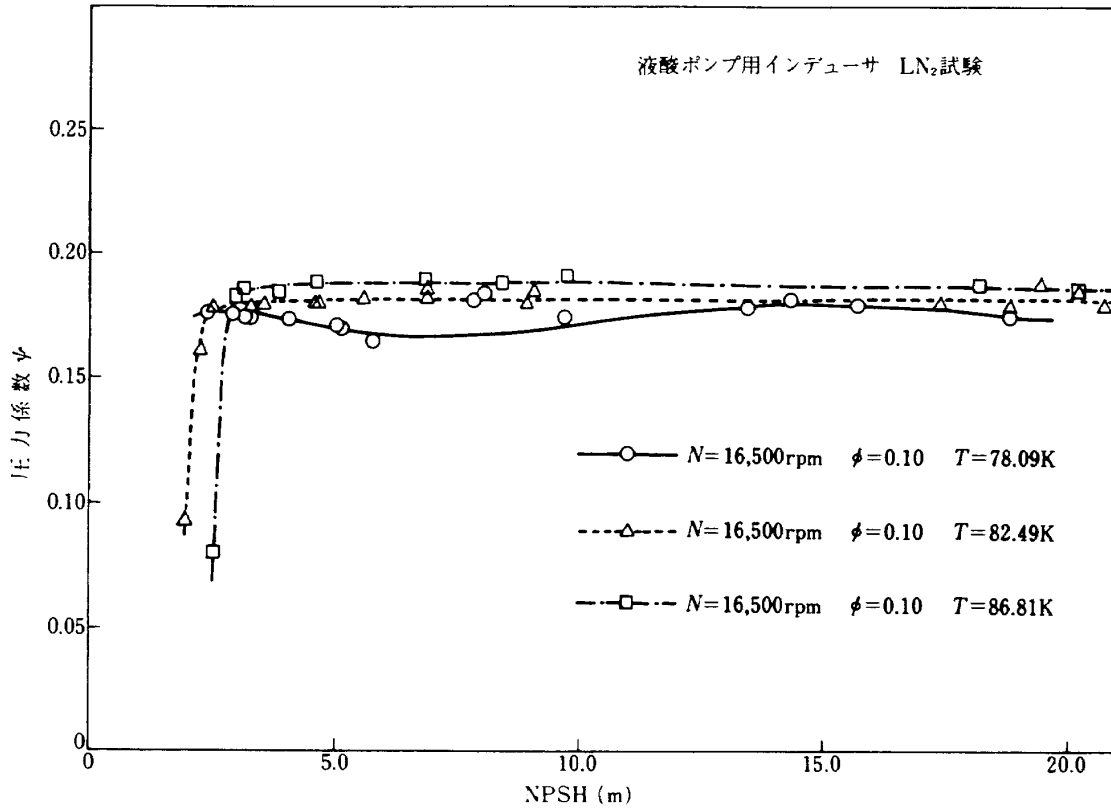


図 5.10 液酸ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす液体窒素温度の影響

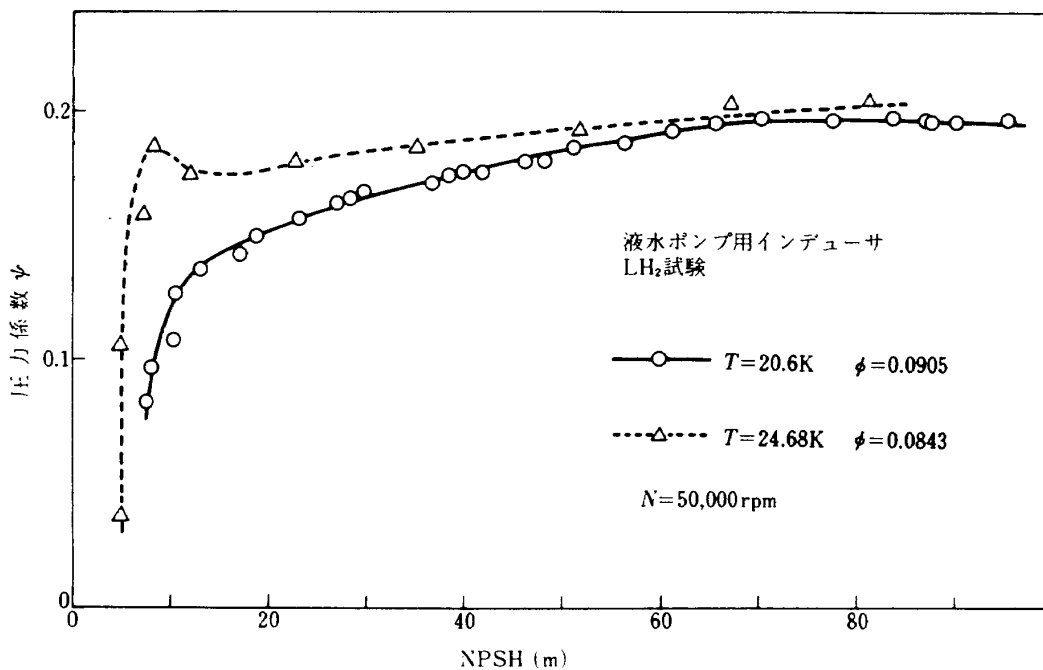


図 5.11 液水ポンプ用インデューサの吸込性能におよぼす液体水素温度の影響

6. 吸込性能予測

液体ロケット用インデューサは通常キャビテーション状態において運転されることが多いが、前節で述べたように極低温液体を対象とするために、ポンプの吸込性能はキャビテーションに対する熱力学的効果により規定されることがある。このためポンプ吸込性能の予測に対し、通常のキャビテーション係数 (K_V) による流れの相似則は適応できず、キャビテーションに対する熱力学的影響を考慮する必要がある。

キャビテーションに対する熱力学的効果による吸込水頭の増加 (Δh_V) を用いて、(1)式のようにキャビテーション係数 (K_C) を定める。

$$K_C = K_V + (\Delta h_V) / V_0^2 / 2g \quad \dots\dots (1)$$

但し

$$K_V = (h_0 - h_V) / V_0^2 / 2g \quad \dots\dots (2)$$

ここで h_0 はポンプ入口での静圧水頭

h_V は流体の温度に対応する蒸気圧水頭

V_0 はポンプ入口速度

(1)式で定まるキャビテーション係数 (K_C) は、液温度などが変化しても任意のキャビテーション状態に対してほぼ一定値^{6),12),16)}となり、熱力学的効果を有するキャビテーション流れに対して相似パラメータとして用いる。インデューサ内でのNPSHはキャビテーション係数 (K_C) を用いて(3)式で示される。

$$NPSH + \Delta h_V = (1 + K_C) / V_0^2 / 2g \quad \dots\dots (3)$$

任意の作動条件におけるNPSHと基準になるNPSHとの関係は(3)式より(4)式で与えられる。

$$\frac{NPSH + \Delta h_V}{(NPSH + \Delta h_V)_{ref}} = \frac{(1 + K_C) \phi ND}{(1 + K_C)_{ref} (\phi ND)_{ref}} \quad \dots\dots (4)$$

但し添字 "ref" は基準値

$\phi (= V_0 / U_t)$ は流量係数

U_t はポンプ周速を示す。

キャビテーションは前節に示したように蒸発過程なので熱輸送、気液間の質量の輸送、気体および液体の物理的性質、流れの状態などの諸要素がポンプ吸込性能に複雑に関与してくる。この蒸発過程を表わす一つのパラメータとして、次式で定義される指標¹⁵⁾ B を用いる。

$$B = V_V / V_l \quad \dots\dots (5)$$

B はキャビテーション状態において、キャビティの体積 (V_V) と蒸発のために冷却に関与するキャビティ周囲の液の体積 (V_l) との体積比を示す。

蒸発に要する熱量とキャビティを囲む流体から放出する熱量のバランスは次式で与えられる。

$$\rho_g V_V L = \rho_l V_l C_l \Delta T \quad \dots\dots (6)$$

(6)式より(5)式は

$$B = \rho_l C_l \Delta T / \rho_g L \quad \dots\dots (7)$$

但し

ρ_l は液密度

ρ_g は気相密度

C_l は比熱

L は潜熱

ΔT は蒸発に伴う温度降下量

(7)式の ΔT はキャビテーションの熱力学的効果ともなう圧力降下 ($\Delta P = r \Delta h_V$) に対応する温度降下量である。この圧力降下 (ΔP) の項と(4)式の吸込性能を示す式中の (Δh_V) の項を連立することにより、ポンプ吸込性能の予測が可能となる。(7)式の B は未知数となるが、この B に対して温度境界層モデルを導入して液体ロケットポンプを対象とした次の実験式¹⁶⁾ が提示されている。

$$\frac{B}{B_{ref}} = \left\{ \frac{(MTWO)}{(MTWO)_{ref}} \right\}^{0.51} \left\{ \frac{l/D}{(l/D)_{ref}} \right\}^{0.28} \cdot \left(\frac{D}{D_{ref}} \right)^{0.71} \quad \dots\dots (8)$$

ここで $MTWO$ は二相流の速度 V と液相のみの流速 V_0 との比、 l はキャビティ長さ、 D はポンプ直径を示す。

前に述べたように、条件の異なる二通りの吸込性能試験を実施することにより、二通りの吸込性能を求め(4)、(8)式を連立して基準状態を得たのち、任意の作動条件におけるインデューサ吸込性能を予測することが可能となる。

図 6.1 は二段液水インデューサの二通りの吸込性能試験より、同インデューサにおいて回転数 25,000 rpm, 流量係数 0.0913, 液温度 81.2 k における吸込性能を求めたものである。試験値とそれに対応する吸込性能予測値は良い一致を示す。

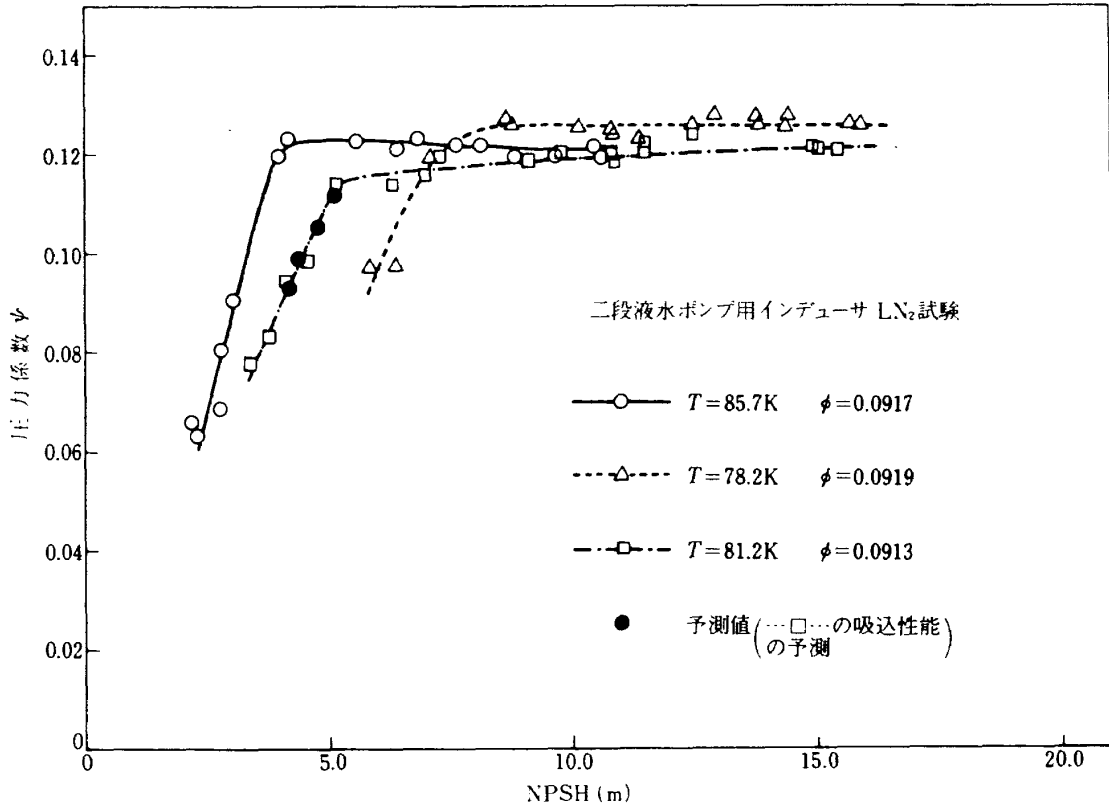


図 6.1 二段液水ポンプ用インデューサの吸込性能の予測値

表 6.1 液水ポンプ用インデューサ主要諸元

諸元	インデューサ	液水ポンプ用インデューサ ¹⁶⁾	本試験供試インデューサ
インデューサ入口外径		126.5mm	65mm
インデューサ入口ボス比		0.498	0.3
インデューサ出口外径		126.5mm	60mm
インデューサ出口ボス比		—	0.55
入口羽根角度		9.4°	9.93°
出口羽根角度		—	13.8°
羽根枚数		3	3
後退角巻き角度		0	48.6°
チップ部テーパ		無	有

表 6.2 液水インデューサの吸込性能の試験値¹⁶⁾と予測値

	回転数 (rpm)	温度 (k)	流量係数	NPSHE (m)	予測 NPSH (m)
1	30,000	18.9	0.105	52.0	47.2
2	30,000	20.3	0.105	33.0	24.0
3	30,000	18.9	0.110	67.0	62.6
4	30,000	17.2	0.115	95.0	93.5

異なる極低温液体および異なるインデューサ形状相互間の吸込性能予測については従来公表された例が少ないので、本試験に用いた供試インデューサとは、かなり形状の異なるインデューサで行われた液体水素による吸込性能試験結果の予測を、既述の液体窒素より得られた結果を用いて試みた。計算方法は前記と同様である。表 6.1 に対象としたインデューサ主要諸元¹⁶⁾を示し、表 6.2 に液体水素吸込性能試験結果とそれに対応する予測値を示す。吸込性能試験値と予測値は、インデューサの後退巻き角の有無、羽根角度が異なるなど、かなり形状が異なるにもかかわらず、かなり良い一致を示している。

また本試験で用いた他の二種の液酸インデューサおよび液水インデューサについて、それぞれの設計回転数における吸込性能の予測を、液体窒素試験結果に基づいて行った。

図 6.2 に液酸インデューサの吸込性能予測結果を示す。液体酸素を用いた吸込性能試験は実施しなかったが、前節でも述べたようにじゅうぶんに低い NPSH で作動可能であると考えられる。

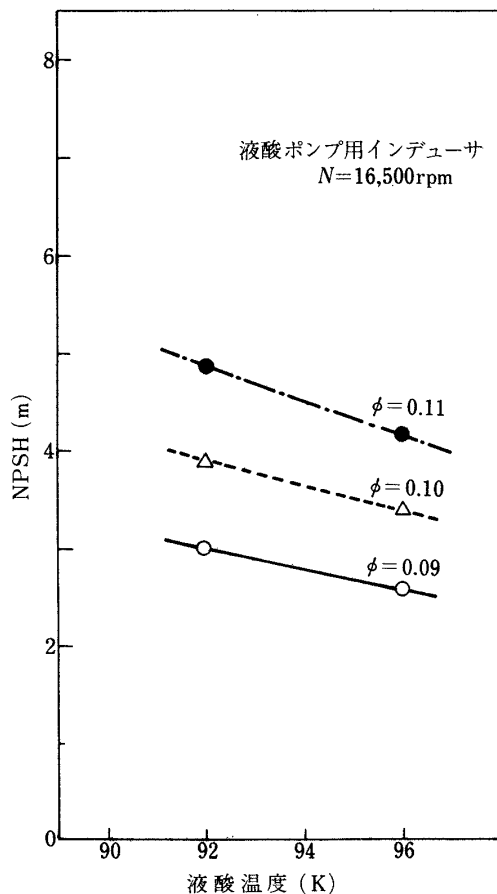


図 6.2 液酸ポンプ用インデューサの吸込予測値

図 6.3, 図 6.4 は流量係数をパラメータとして、液水インデューサにおける 20%揚程低下状態および 30%揚程低下状態における吸込性能の予測値と液体水素による吸込性能試験値との比較を示す。20%揚程低下状態において流量係数が小さい場合、試験値は予測値より大きい値を示している。これは液体水素の吸込性能予測に用いた、二段液水インデューサのチップすきまが液水インデューサのそれに比較して小さく、流量係数が小さい範囲では液水インデューサの圧力係数は二段液水インデューサに比較してゆるやかに低下し、チップすきまの小さい二段液水インデューサからの予測値は試験値より小さい値を示すものと考えられる。

また吸込性能予測値と試験値において、約 10m 程度の差異があるものがみられるが、液体水素において 10m の揚程は圧力計測において約 0.07kg/cm²、あるいは温度計測において 0.1 ~ 0.2k の計測誤差によりもたらされる可能性があるものであり、吸込性能予測値と試験値はおおむね良い一致を示しているといえる。

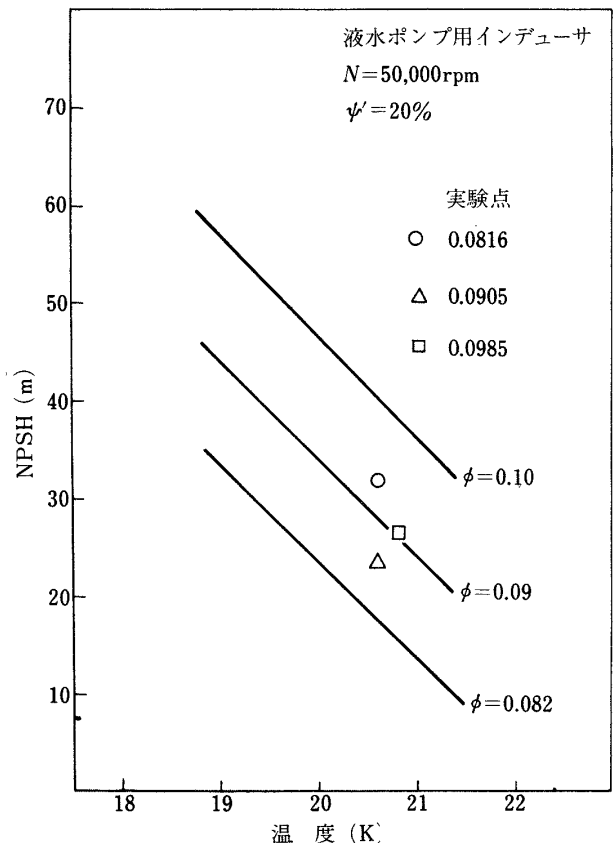


図 6.3 液水ポンプ用インデューサの吸込性能予測

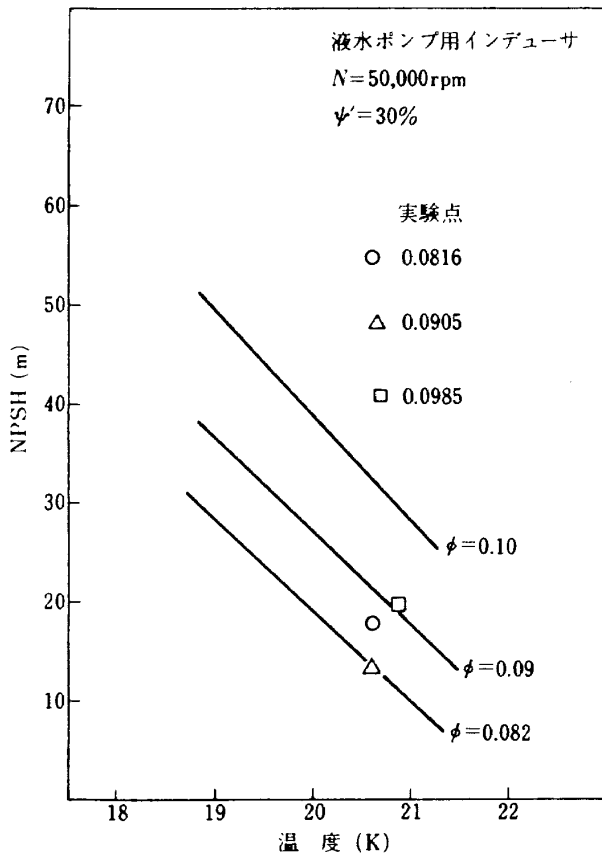


図 6.4 液水ポンプ用インデューサの吸込性能予測

これらの結果より異なる極低温液体および異なるインデューサ形状相互間の吸込性能予測は(4), (8)式よりおおむね可能であると考えられる。

液体窒素による吸込性能試験結果より, 液体水素による吸込性能を推定できることは, 液水ポンプ用インデューサの設計に資するのみならず, 液体水素による試験を大幅に割愛することが可能となり, 吸込性能試験の経費の削減面あるいは試験の容易さからも有効な手段と考えられる。

なお吸込性能の予測計算は TOSBAC 3400 および FACOM-160F 電子計算機を用いて行った。

7. む す び

液体ロケットエンジン用ターボポンプの主要な性能である高速時でのインデューサ吸込性能の正確な把握を目的として, 航空宇宙技術研究所試作の三種類のインデューサを用い, 液体窒素による吸込性能試験および液体水素による吸込性能試験を実施した。各供試インデューサは種々の作動条件においてじゅうぶんに低い NPSH で作動することを確認した。

キャビテーションに対する熱力学的効果に伴う吸込性能の向上が, 液体窒素および液体水素試験において顕著に認められた。このキャビテーションに対する熱学的効果に関しては, 液体窒素試験より得られた結果を用いて, 液体水素での吸込性能を予測した。この結果, 試験値と予測値はおおむね良い一致を示した。

このことからこれまで提案されてきた吸込性能の予測法は異なる極低温液体間にも適応可能であることがほぼ明らかとなった。

なお液体水素吸込性能試験は宇宙開発事業団との共同研究の一環として行われたものであり, ここに関係各位に深甚の謝意を表する。

記号表

B	: B ファクタ (V_g/V_l)
C_L	: 定圧比熱
D	: 供試体直径
g	: 重力加速度
H	: 揚程
h_0	: 静圧水頭
h_v	: 蒸気圧水頭
Δh_v	: 熱力学的効果による吸込水頭の増加量
K_v	: (2)式により定義されるキャビテーション係数
K_c	: (1)式により定義されるキャビテーション係数
L	: 蒸発潜熱
l	: キャビティ長さ
$MTWO$: 二相流の速度 V と液相のみの速度 V_0 との比
N	: 回転数
NPSH	: 有効吸込水頭 $\frac{1}{\gamma} (P_1 - P_v) + V^2/2g$
P	: 圧力
P_v	: 蒸気圧
Q	: 流量
Q/Q_d	: 流量比
T	: 温度
U	: 供試体の周速
V	: 速度

- V : 体積
 ϕ : 流量係数 V_m/U_t
 ψ : 圧力係数 $H/U_t^2/2g$
 ρ : 密度
 ΔT : 液の蒸発に伴う温度降下量
 ψ' : 揚程低下量
 添字
 1 : ポンプ入口部
 d : 設計点
 g : 気相
 l : 液相
 m : メリジアン方法
 ref : 基準状態
 t : 供試体チップ部

参 考 文 献

- 1) 上條ほか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 TR-588, 1979.
- 2) 上條ほか7名, ロケット用小形高速高揚程液体酸素ポンプの実験的研究, 航技研 TR-415, 1975.
- 3) 上條謙二郎, 鈴木昭夫, 液体ロケットターボポンプ用平板ヘリカルインデューサの実験的研究, 航技研 TR-345, 1973.
- 4) Thomas F. Gelder, Robert S. Ruggeri, and Royce D. Moore; Cavitation similarity considerations based on measured pressure and temperature depressions in cavitated regions of freon 114, NASA TN D-3509, July 1966.
- 5) Royce D. Moore, and Robert S. Ruggeri; Venturi scaling studies on thermodynamic effects of developed cavitation of freon 114, NASA TN D-4387, Feb. 1968.
- 6) Royce D. Moore, and Robert S. Ruggeri; Prediction of thermodynamic effects of developed cavitation based on liquid-hydrogen and freon 114 data in scaled venturis, NASA TN D-4899, Nov. 1968.
- 7) Phillip R. Meng. Change in inducer net positive suction head requirement with flow coefficient in low temperature hydrogen (27.9° to 36.6° R), NASA TN D-4423, March 1968.
- 8) J. Hord, M. L. Anderson, and J. W. Hall; Cavitation in liquid cryogenics, Volume I: Venturi, NASA Rept. CR-2054, May 1972.
- 9) J. Hord, Cavitation in liquid cryogenics, Volume II: Hydrofoil, NASA Rept. CR-2156, Jan. 1973.
- 10) J. Hord; Cavitation in liquid cryogenics, Volume III: Ogives, NASA Rept. CR-2252, May 1973.
- 11) Calvin L. Ball, Phillip R. Meng, and Lonnie Reid; Cavitation performance of 84° helical pump inducer operated in 37° and 42° R liquid hydrogen, NASA TM X-1360, Feb. 1967.
- 12) Robert S. Ruggeri and Royce D. Moore; Method for prediction of pump cavitation performance for various liquids, liquid temperatures, and rotative speeds, NASA TN D-5292, June 1969.
- 13) Royce D. Moore and Phillip R. Meng; Cavitation performance of line-mounted 80.6° helical inducer in hydrogen, NASA TM X-1854, Aug. 1969.
- 14) Phillip R. Meng and Royce D. Moore; Cavitation and noncavitation performance of 78° helical inducer in hydrogen, NASA TM X-2123, Nov. 1970.
- 15) A. H. Stahl and A. J. Stepanoff, Thermodynamic aspects of cavitation in centrifugal pumps, Trans. ASME 78, No. 8, Nov. 1956.
- 16) J. Hord; Cavitation in liquid cryogenics, Volume IV: Combined correlations for venturi, hydrofoil, ogives, pumps, NASA Rept. CR-2448, Oct. 1974.

航空宇宙技術研究所報告716号

昭和57年6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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan