

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1131

ロケット用小型LH₂ポンプの研究試作
(その3) 流力性能

山 田 仁 ・ 渡 辺 義 明 ・ 平 田 邦 夫

1991 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ロケット用小型LH₂ポンプの研究試作 (その3) 流力性能*

山 田 仁^{*1} 渡 辺 義 明^{*1} 平 田 邦 夫^{*2}

An Experimental Study of a Small High-Speed LH₂ Pump for Rockets

3rd Report ; Fluid dynamic Performance

Hitoshi YAMADA, Yoshiaki WATANABE, Kunio HIROTA

ABSTRACT

A small high-speed rocket engine hydrogen pump was designed, fabricated, and tested at the National Aerospace Laboratory (NAL) /National Space Development Agency (NASDA) turbopump test facilities using liquid nitrogen and liquid hydrogen as the working fluid in order to determine its associated fluid dynamic performance. Both the overall and suction performance are primarily focused on, with the overall performance being fairly good as was expected. However, at high-speed/high pressure conditions (50,000 rpm) a clearance occurred between the pump casing and the pump outlet guide vane ; thereby resulting in the pump outlet guide vane showing reduced performance than in low speed conditions (30,000 rpm). Design of the pump outlet guide vane is subsequently necessary to improve high-speed pump performance.

Prediction of the impeller performance, being base on Senoo and Nakase's theory, was found to be in good agreement with the experimental results when pump efficiency is taken into consideration. In addition, the inducer showed a smaller required net positive suction head (NPSH) value than the design value, in fact, it could operate even in a two-phase flow condition at the pump inlet.

Keywords : liquid hydrogen pump, inducer, pump outlet guide vane,
pump performance, *NPSH*

概 要

上段ロケットならびに軌道間輸送機 (OTV) などに必要となる小型高速液体水素ポンプの技術資料を取得するため、ロケット用小型 LH₂ポンプの試作研究を行なった。前報その1 (軸振動抑制対策⁽¹⁾) では、良好な軸振動特性が得られたことを述べ、前報その2 (構造基本設計⁽²⁾) ではポンプ羽根車材料の選定およびその強度、軸推力の調整設計、軸

*平成3年9月27日 受付 (received 27 September 1991)

*1角田支所 (Kakuda Research Center)

*2宇宙開発事業団 (National Aerospace Development Agency)

受, 軸シールの性能などについて, 良好な性能が得られたことを報告した。

引き続き第3報としてLH₂ポンプの液体水素, 液体窒素を用いた一般性能試験と吸込性能試験および羽根車の流力特性計算について述べるものである。実験の結果, LH₂ポンプの性能, 効率はほぼ予想した値であった。しかし出口案内羽根に高速回転下で性能の低下が見られたが, 出口案内羽根の構造改善を行えばさらに数%の性能向上が期待できる。液体水素を用いた吸込性能試験では良好な吸込性能を示した。特に $N = 50,000$ rpm の高速回転下でも性能低下をほとんど示すことなく, 飽和蒸気圧状態の液体水素を昇圧した。LH₂ポンプの性能計算では主として中瀬・妹尾の方法を用いたが, 設計流量付近で効率を考慮すれば, 液体水素を用いた試験結果とほぼ一致した。

1. まえがき

上段ロケットならびに軌道間輸送機 (OTV) などに必要となる小型高速液体水素ポンプの技術資料を取得するため, ロケット用小型 LH₂ポンプの試作研究を行なった。前報その1 (軸振動抑制対策⁽¹⁾) ではポンプ構造の選択により危険回転数を設計回転数よりも高くすることによって, 良好な軸振動特性が得られたことを述べた。また前報その2 (構造基本設計⁽²⁾) ではポンプ羽根車材料の選定およびその強度, 軸推力の調整設計, 軸受, 軸シールの性能などについて述べ, 良好な性能が得られたことを報告した。

引き続き第3報として本報告はLH₂ポンプの流力特性について述べるものである。すなわちLH₂ポンプの羽根車 (インデューサ, 主羽根車など) の流力特性計算および液体水素, 液体窒素を用いた一般性能試験と吸込性能試験について述べるものである。

本報告で用いた流れの三次元計算は膨大な量の羽根形状が入力値として必要となるが, これらの処理方法は参考文献(3)と同様である。羽根のハブ, シュラウドは円弧の組合わせで表現し, 羽根内部は誤差三角法を利用して二次式で近似し, 羽根形状の取り扱いを容易にした。

液体窒素を用いた試験は航空宇宙技術研究所角田支所で行ない, 液体水素を用いた性能試験は宇宙開発事業団角田ロケット開発センターで行なった。

2. 記 号

D	: 直径
g	: 重力の加速度
H	: ポンプ揚程
N	: 回転数
$NPSH$: 必要吸込水頭
Q	: 体積流量
R	: 半径方向
S	: 羽根に沿った距離
T_q	: トルク
U_i	: 周速
W	: 相対速度
Z	: 軸方向
β	: 羽根が周方向となす角度
θ	: 軸方向から見た羽根角度 (基準点は羽根出口)
η	: 効率 $\left(\frac{\Delta P \cdot Q}{2 \cdot \pi \cdot T_q \cdot N} \right)$
ρ	: 密度
Ψ	: 揚程係数 $(\Delta H \cdot g / U_i^2)$
添字	
d	: 設計点
h	: ハブ
in	: 入口
m	: 子午面に沿った距離
out	: 出口
s	: シュラウド
t	: 羽根車チップ
Δ	: 差

3. 流力特性計算

3-1. 流力特性計算の概略

本報告でポンプ主羽根車などに用いた流れの三次元流力計算は、妹尾・中瀬による三次元ポテンシャル流れ解析法^{(4),(5)}であり、この方法を用いた参考文献(3)におけるLE-7用液酸ポンプの設計でも解析法を述べているため、ここではその理論大略を述べるに留める。

子午面内の流線を回転軸のまわりに回転してできる回転流面を図1(a)に示す。羽根車と共に回転する座標系からみれば、この回転面上には翼が図1(a)に示されるように現れる。この面上の流れはこの翼の間を通り抜けるので、この流れを翼間流と呼ぶと、三次元流れは子午面流と翼間流の組合わせで表示し得る。本方法では流れはポテンシャル流とし、子午面流では力の平衡式、翼間流は流れ関数による等角写像を用いて解析を行なう。子午面流と翼間流の解が相互に収れんし、その解が連続式を満足するまで計算を繰り返す。この方法の利点としては、上述の等角写像の解析解が得られているため解の収束が良好で計算時間が短いこと、羽根の上流、下流のすべりが考慮されていること、羽根車効率を計算に含めることができることなどである。但し通常羽根車効率は不明なのでここでは羽根車効率を100%とした。

以上が計算概略であるが、本計算には、図1(b)に示される軸方向からみた羽根厚み中心部での羽根角度とその微分値(θ , $d\theta/dR$, $d\theta/dZ$)がしばしば用いられるのでこれらの値をできるだ

け正確にまた滑らかに与えることが必要である。ここでは参考文献(3)の方法と同様に、与えられた羽根角度(β)を有する羽根車の任意の点でのハブとシュラウドの軸方向からみた角度(θ_h , θ_s)を定める。その後一度子午面流れ計算を行ない、子午面での流線を定め、誤差三角法を利用して任意の流線上での角度(θ)を定めた。ついで角度(θ)は羽根を小さく分割した微小羽根要素について、流れ方向(Z)と半径方向(R)との二次式で表し、微分値を数値的に定めた。この方法はハブとシュラウドの入口角度、出口角度の4点を与えるのみで羽根形状を精度よく表現し、取り扱いが容易である。また流力設計などで、望ましい羽根形状を求めるに際し、種々の羽根について繰返し計算する必要があるが、このさいに大幅な時間短縮を可能にするものである。

一方インデューサについては上記の解析法ではキャビテーションの影響を考慮していないため、文献(6)によるインデューサの流れ解析方法を用いた。この方法は入口、出口付近の流れは、ポテンシャル解により求め、インデューサの通路内の流れは半径方向の運動量の平衡式より解析するものである。得られた翼面圧力が蒸気圧より低い場合はキャビテーションが発生しているものとする。

3-2. 羽根車の性能計算結果

図2にLH₂ポンプ形状概略を示し、表1にLH₂ポンプ主要諸元を示す。表2にインデューサ主要諸元、図3にインデューサ形状、表3に主羽根車主要諸元、図4に主羽根車形状を示す。図5はイ

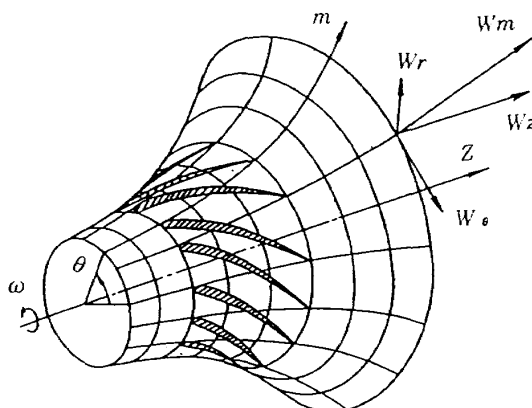


図1(a) 回転流面

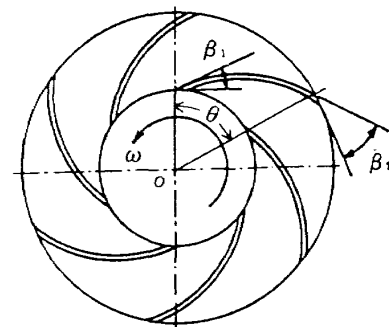


図1(b) 羽根の角度

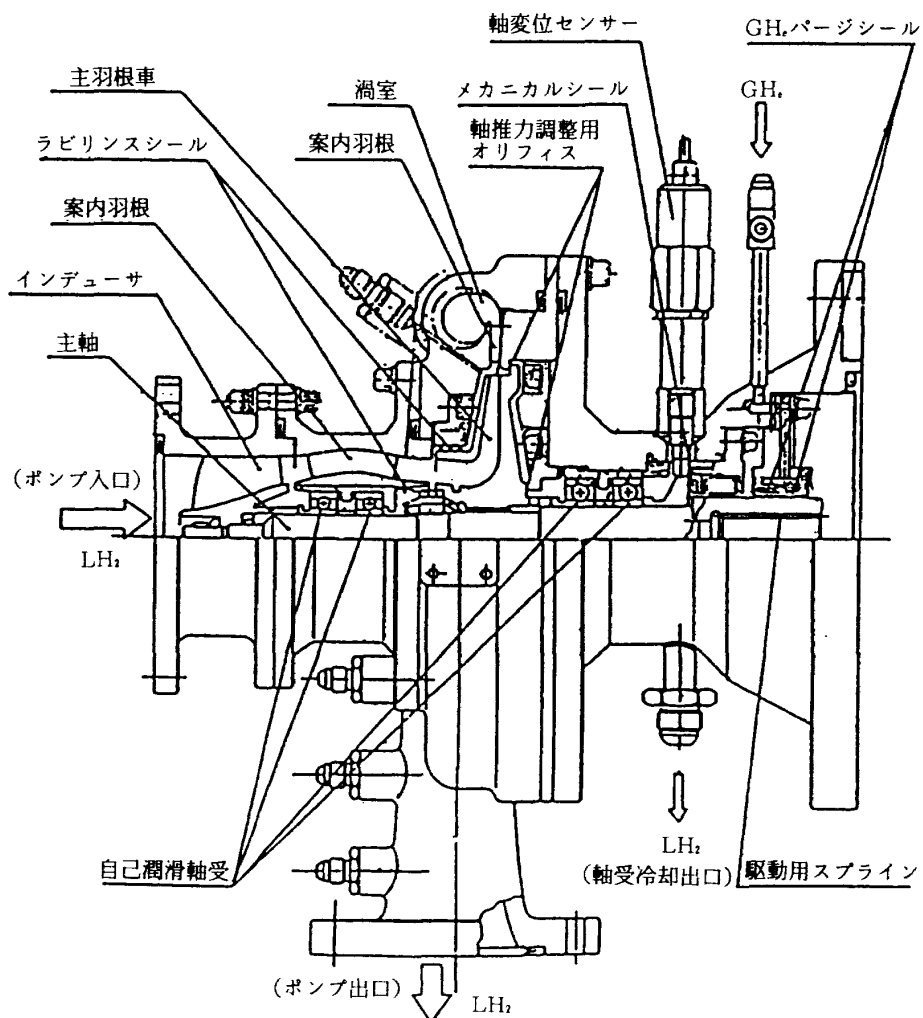


図2 小型高速液体水素ポンプ

表1 試作LH₂ポンプ主要諸元

流量	(ℓ/s)	50.3
揚程	(m)	8,000
回転数	(rpm)	50,000
比速度	($m, m^3/min, rpm$)	103
必要NPSH	(m)	56
インデューサ径	(m)	0.068
インデューサ羽根数		3
インデューサ入口チップ角度	(度)	9.0
主羽根車径	(m)	0.1398
主羽根車枚数		12*
主羽根車出口角度	(度)	35

*内中間羽根 6枚

表2 インデューサ主要諸元

必要NPSH	(m)	56
吸込み比速度	($m, m^3/min, rpm$)	4,448
入口流量係数 ϕ_1		0.087
出口流量係数 ϕ_2		0.143
圧力係数 ϕ_{ind}		0.138
入口ボス比 ξ_{h1}		0.35
出口ボス比 ξ_{h2}		0.675
入口羽根角度 β_{i1}	(度)	9.0
出口羽根角度 β_{i2}	(度)	13.95
羽根数 Z_{ind}	(度)	3
ソリディティ (翼先端) S		2.8
後退巻き角度 θ_R	(度)	50

ロケット用小型 LH₂ ポンプの研究試作 (その 3) 流力性能

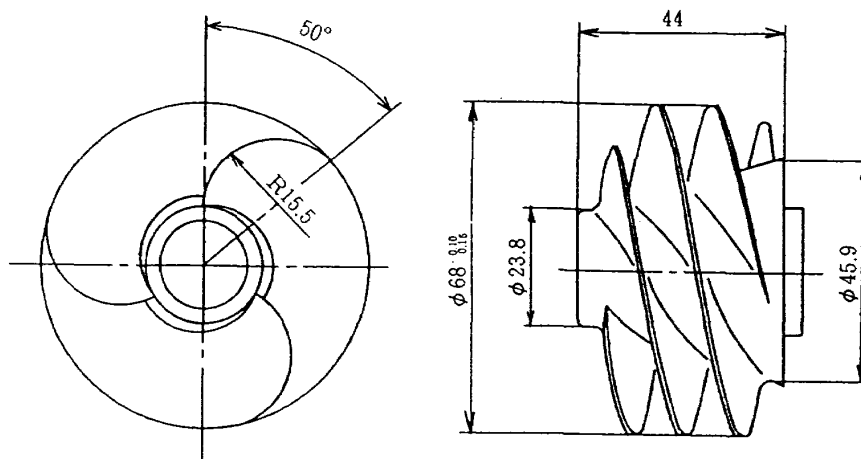


図3 インデューサ概略図

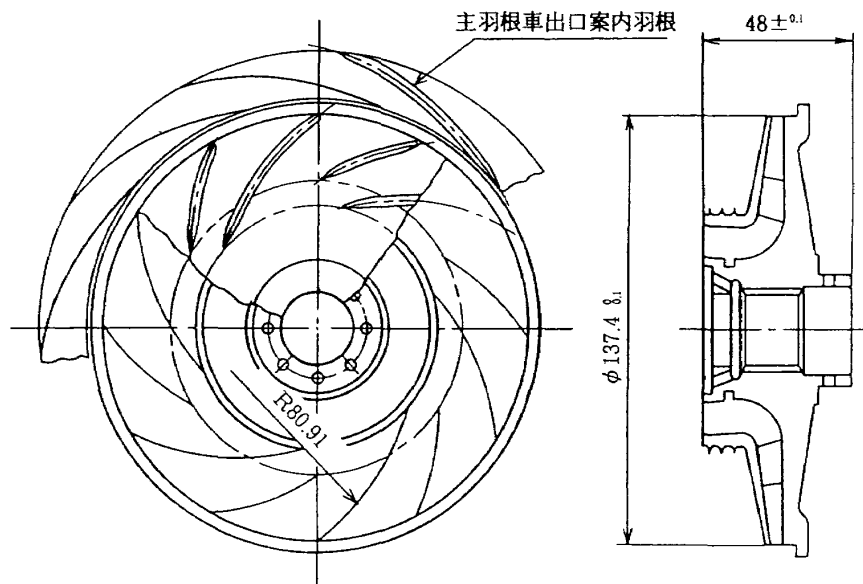


図4 主羽根車概略図

表3 主羽根車主要諸元

必要NPSH	(m)	56
吸込み比速度	(m, m ³ /min, rpm)	1,134
入口流量係数	ϕ_3	0.160
出口流量係数	ϕ_4	0.111
圧力係数	ϕ_p	0.595
入口羽根角度	β_{r3} (度)	12.7
出口羽根角度	β_{imp2} (度)	35.0
入口幅	b_3 (mm)	7.97
出口幅	b_4 (mm)	3.82
出口羽根厚さ	t_4 (mm)	2
羽根枚数*	Z_{imp}	12

*内中間羽根6枚

ンデューサと主羽根車の外観を示す。

インデューサはヘリカル型とし、羽根枚数は3枚である。インデューサは羽根が先端部で非常に薄いため、50度の後退巻角度をつけて羽根の根もと付近の応力集中をさせている。インデューサ形状は入口部で平板翼（入口チップ羽根角 $\beta_{r1}=9$ 度）とし、出口部は一円弧翼（出口チップ羽根角 $\beta_{r2}=13.5$ 度）で羽根中央で滑らかに組合せてある。

インデューサの任意の点における羽根角度（ β ）はヘリカル条件である次式(1)より定まる。

$$D \cdot \tan \beta = D_i \cdot \tan \beta_i \quad \dots\dots\dots (1)$$

主羽根車は主羽根が6枚、中間羽根が6枚で二次元羽根を用いてある。

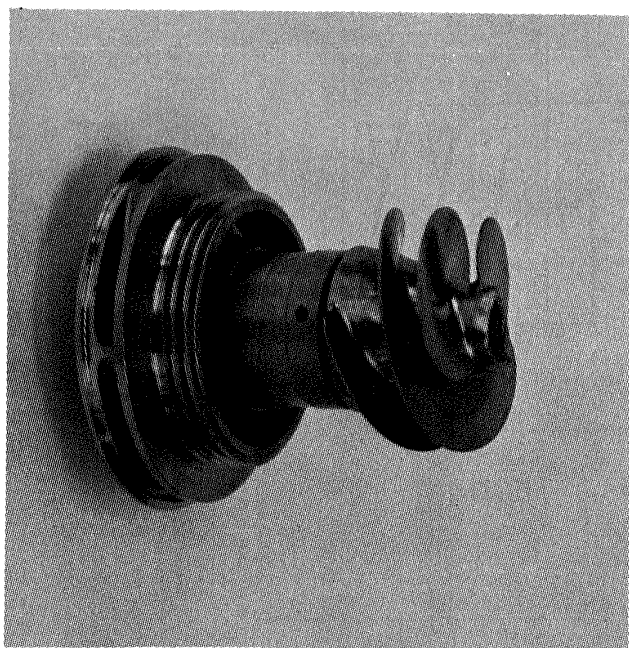


図5 インデューサと主羽根車

ポンプ羽根車の性能計算は図2に示される LH_2 ポンプのうちインデューサ、インデューサ出口案内羽根、主羽根車、主羽根車出口案内羽根までの4要素に、それぞれの通路を含めて計算を行なった。計算における流れの条件としては、インデューサについては流れは予旋回を持たずインデューサに流入するものとした。インデューサ出口案内羽根については、インデューサの計算結果をインデューサ出口案内羽根の入力値（流入角度、流入速度、圧力など）として用いた。以下同様に案内羽根の入力値として用いる。

図6にインデューサ子午面におけるポテンシャル解の流線を示す。図7はインデューサの $NPSH$ が約 100 m である場合の相対速度分布を示す。インデューサの負圧側にキャビテーションの発生

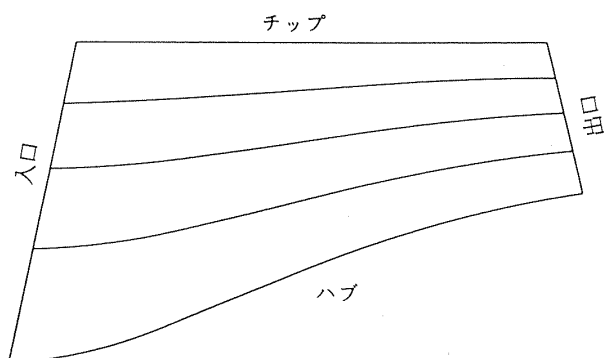


図6 インデューサ子午面流線

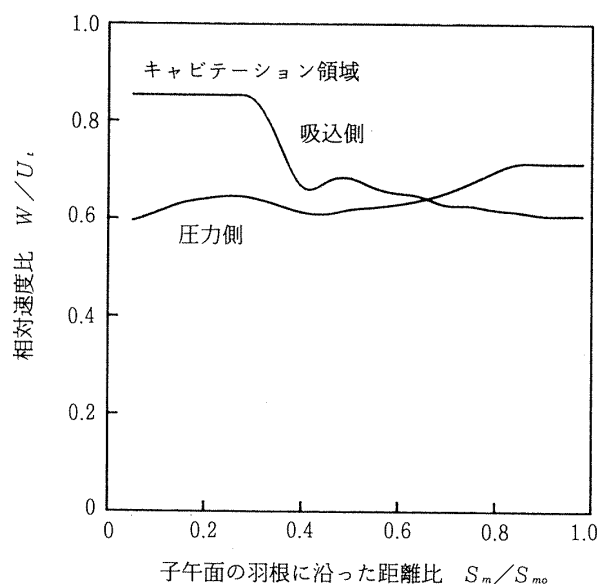


図7 インデューサ相対速度分布

がみられる。 $NPSH$ が高く揚程が低下する以前でもキャビテーションが発生していることになるが、これは実験的にも確かめられている。なお計算では羽根負圧側圧力が蒸気圧に等しくなった場合、キャビテーションが発生しているものとした。

主羽根車は羽根入口部で羽根枚数を少なくし、一方羽根車後方で羽根枚数を増やし、羽根一枚当りの負荷を軽減しうる中間羽根を有する羽根車を採用している。図8はポンプ主羽根車の羽根に沿った相対速度分布を示す。羽根入口部で相対速度は

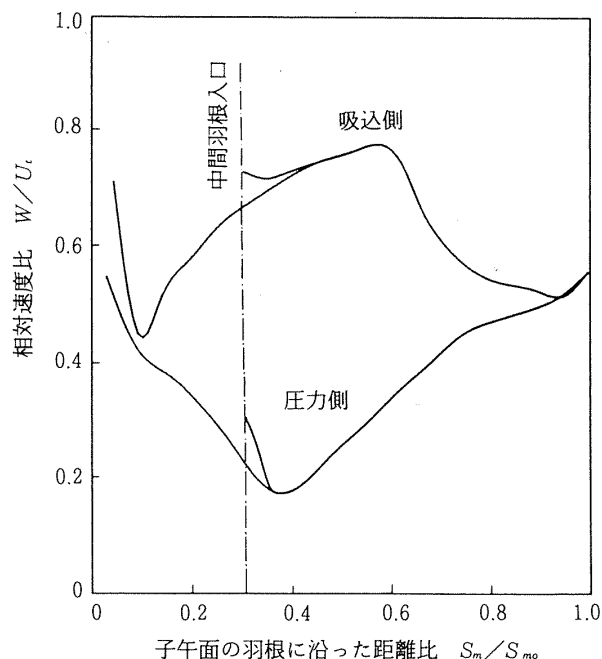


図8 主羽根車相対速度分布

あまり滑らかでないが、これは二次元羽根を用いていることによるものと考えられる。羽根車の仕事の大部分は中間羽根以降で行なわれていることが示される。計算による主羽根車の揚程係数は0.7であったが、後に図10で示すように実験で得られた主羽根車だけの揚程係数は設計流量で約0.42である。ポンプ効率が63%程度であるので、主羽根車効率は不明であるが、効率100%とした計算による揚程係数にポンプ効率をかけると計算で得られた揚程係数は、ほぼ妥当なものと考えられる。

4. LH₂ ポンプの性能試験

4-1. 試験設備と方法

ポンプ流体に液体窒素を用いる試験は、航技研角田支所のターボポンプ試験設備にて行なった。また液体水素による性能試験は、宇宙開発事業団角田ロケット開発センターの推進薬供給系試験設備を使用して行なった。宇宙開発事業団角田ロケット開発センターの推進薬供給系試験設備概略を図

9に示す。宇宙開発事業団角田ロケット開発センターの推進薬供給系試験設備は航技研角田支所のターボポンプ試験とほぼ同様であるが、液体水素を用いているので配管等は真空断熱配管構造である。供試ポンプは航技研設備では450 kw、宇宙開発事業団設備では880 kwの電気動力計により駆動される。

供試ポンプの一般性能を求める試験では、試験前の十分な予冷の後、ポンプに十分なNPSHを与えるよう供給タンクをガス加圧し、ポンプ回転数を設定し出口流量制御弁を調節して、流量比の異なるデータを取得する。吸込性能を求める試験では、供給タンクを加圧して十分なNPSHを与え、回転数、流量を設定した後に供給タンクを加圧を停止し、さらにポンプの吸込みと供給タンクの逃気を利用してNPSHを低下させた。

圧力測定は、歪ゲージ式センサーで、液体窒素の温度測定はCC熱電対により行なった。液体水素の場合はポンプ入口、出口温度は白金測温抵抗体により求めた。軸トルクは、電気動力計の振子

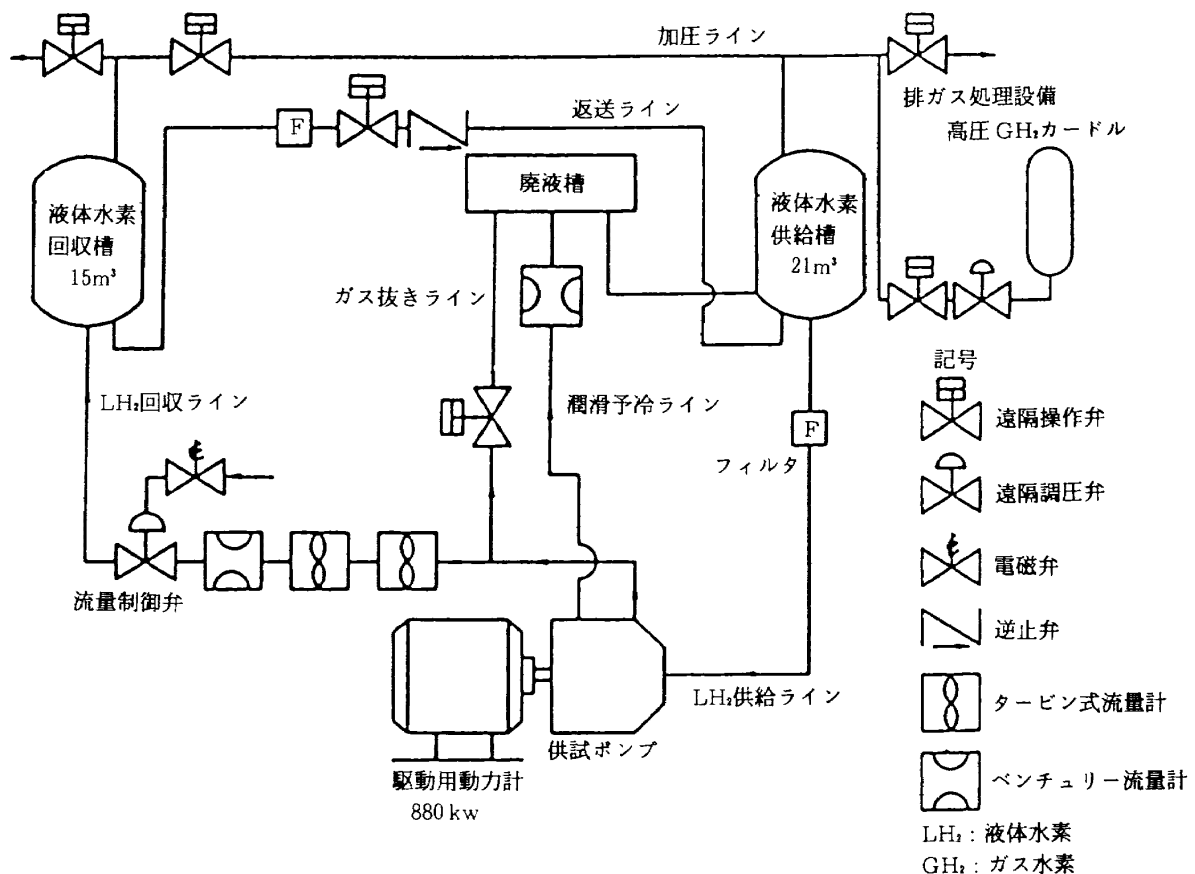


図9 液水ポンプ試験設備

自動秤の変位から求め、回転数は電磁式ピックアップにより求めた。流量測定はタービン式流量計を用いた。計測値の処理は全て計算機を中心とするデータ処理装置により行なっている。

4-2. 一般性能

図10にポンプの流量比に対する揚程係数および効率を液体窒素、液体水素の種々の回転数に対して示す。液体窒素での揚程係数と液体水素の30,000rpmで得られた揚程係数はほぼ一致し、右下がりの安定した特性を有する。しかし、液体水素の $N=50,000$ rpmでの揚程係数が $N=30,000$ rpmのそれに比較して低い値となり、効率についても実験点は少ないが $N=30,000$ rpmにくらべると同様な傾向が見られる。この原因としては高速回転下における主羽根車出口案内羽根の性能の低下に起因していると考えられる。図11にポンプ回転数とポンプ内部圧力の関係を示したが、これによると主羽根車の圧力係数はほとんど回転数に依存しない。一方ポンプ出口では回転数の増加につれて圧力係数は低下する傾向が見られる。このことから高速回転下における揚程の低下は主羽根車出口案内羽根によるものと考えられる。これは、案内羽根の羽根側面をケーシングに固定しなかったために、圧力上昇に伴ない、ケーシング

と羽根間に隙間が生じたことおよび案内羽根そのものの性能低下に起因することが考えられる。ケーシングの応力解析⁽²⁾によれば図12に示されるように0.2mm前後の変形がみられ、これは案内羽根の設計幅(4.3mm)に対し4%程度となり無視し得ない量となる。これより試作ポンプの高速回転下における性能低下の一因としては、高速回転下で羽根とケーシングの間に隙間が生じ、高压側から低压側に流体が漏れたことによる構造に起因するものと考えられる。案内羽根の羽根側面をたとえばロー付けなどケーシングに固定するなどの改善を行なえば、高速回転下で数パーセントの性能向上が期待できる。なお案内羽根そのものの性能低下も考えられるが、案内羽根を交換する処置はこうじなかったためその影響は明らかでない。

図10には主羽根車のみの揚程係数(Ψ_{imp})も合せて示したが、設計流量で計算による主羽根車の揚程係数は0.7であり、実験によると0.42程度である。この差は効率100%とした計算によるものと考えられる。設計流量でポンプ効率が63%程度であるので、効率100%とした計算による揚程係数にポンプ効率をかけると、計算で得ら

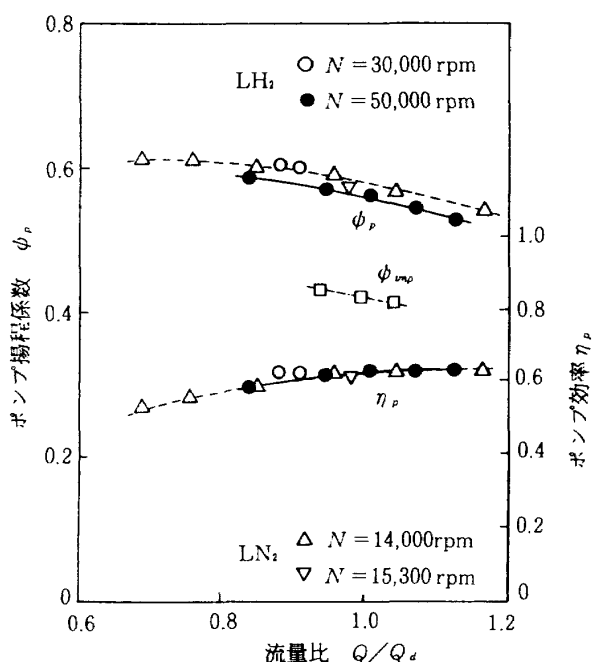


図10 ポンプ一般性能

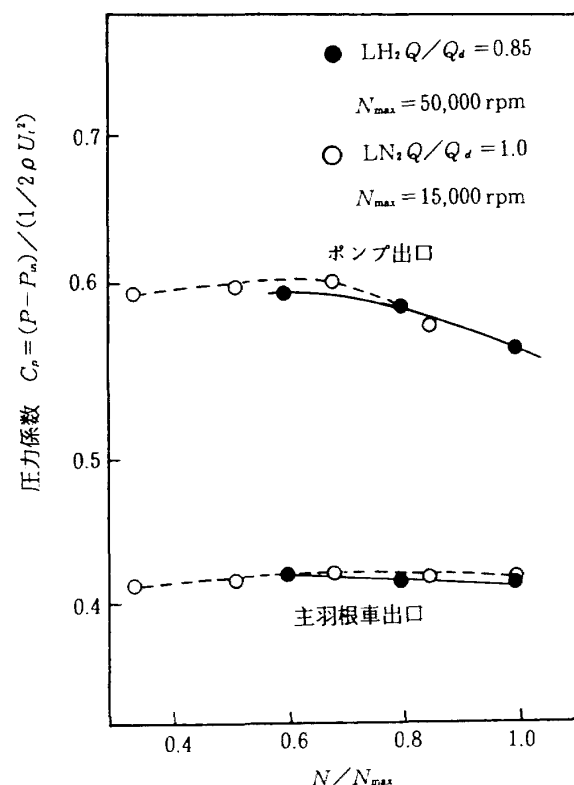


図11 ポンプ内の圧力上昇

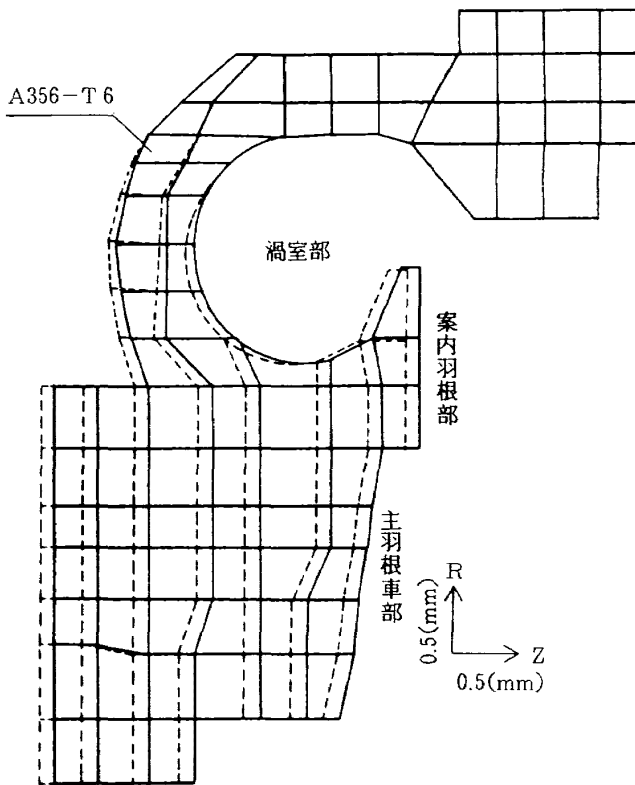


図12 ポリユートケーシングの変形

れた揚程係数は、実験で得られた揚程係数に近い値となりほぼ妥当なものと考えられる。

4-3. 吸込性能

ロケット用ポンプとして重要な流力性能として吸込性能があるが、 LH_2 ポンプの液体水素吸込性能試験を行ない、その性能の確認を行なった。

図13は回転数、液温度をほぼ一定にして、流量比を0.90から1.08まで変化させた場合のインデューサの揚程係数と有効NPSH（インデューサ入口全圧と飽和蒸気圧の差のヘッド）の関係を示す。流量比が大きい場合、性能低下が著しくなる必要NPSHは流量比が小さい場合に比べて大きくなる。しかし、いずれの場合でも設計値（56 m）より充分小さいことが確認される。図14は回転数、流量比をほぼ一定にして液温度を変化させた場合の結果を示す。液温度が高いほど吸込性能が向上している。これは次の図15にも示されるがインデューサに発生するキャビテーションに対する熱力学効果⁽⁷⁾によるものと考えられる。図15はポンプ揚程をもあわせて示しているが、横軸の矢印（↑）は有効NPSHが速度揚程のみ

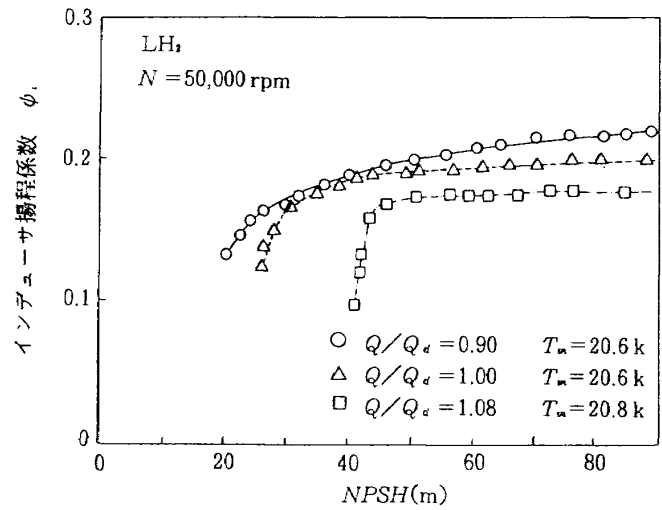


図13 インデューサ吸込性能

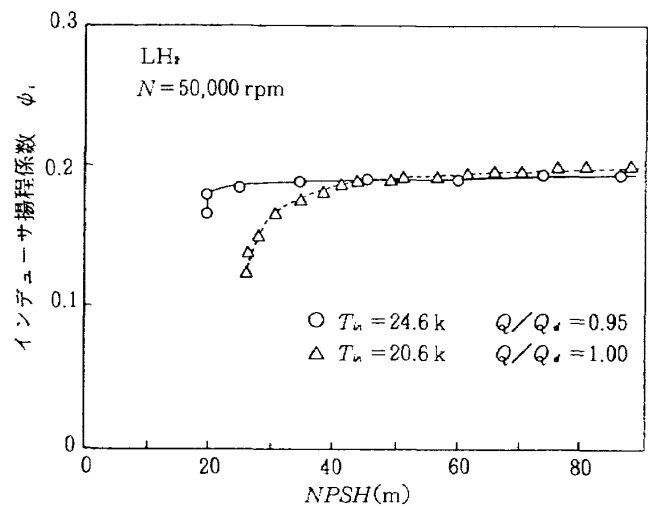


図14 インデューサ吸込性能

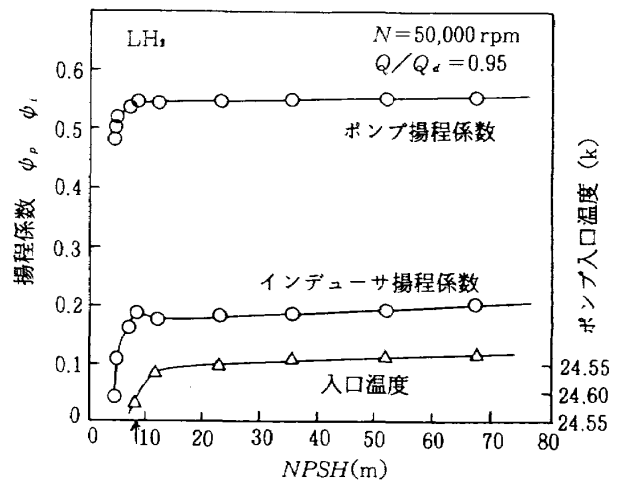


図15 ポンプ吸込性能

の値, すなわちポンプ入口の液体水素は飽和蒸気圧状態であることを示している。したがって, この場合本試作ポンプは $N = 50,000$ rpm の高速回転下でも性能低下をほとんど示すことなく, 飽和蒸気圧状態の液体水素を昇圧したことになる。この良好な吸込性能は前述のキャビテーションに対する熱力学効果によるものと考えられる。図 15 にはポンプ入口の液体水素温度の測定値も示した。飽和蒸気圧状態の液体水素が蒸発して, これにより自己冷却し温度が低下している様子が認められる。このことから図 15 の試験条件での試作ポンプの性能低下は, 主に気液二層吸込みによるものと考えられる。この図 15 の矢印 (↑) の点では, 静的な熱バランス⁽⁸⁾の計算を行ない, キャビテーションに参与する回りの液体との気泡割合を求めると約 3 % となる。

5. 結 論

液体窒素, 液体水素を用いた一連の試験により小型高速 LH_2 ポンプの性能を把握した。なおこの試作研究を通してさらに以下の点が判明した。

- (1) LH_2 ポンプの性能, 効率はほぼ予想した通りの値を得た。
- (2) LH_2 ポンプの性能計算にあたり主として中瀬・妹尾の方法を用いたが, 設計流量付近で効率を考慮すれば, 液体水素を用いた試験結果とほぼ一致した。
- (3) ハブとシュラウドの入口角度, 出口角度の 4 点を与えるのみで羽根形状を精度よく表現し, 取り扱いを容易にする手順を用いたが, この方法は本供試ポンプの性能計算でも有効であった。
- (4) 出口案内羽根に高速回転下で性能の低下が見られたが, 出口案内羽根の構造改善を行なえばさらに数 % の性能向上が期待できる。
- (5) 液体水素を用いた吸込性能試験では良好な吸込性能を示した。特に $N = 50,000$ rpm の高速回

転下でも性能低下をほとんど示すことなく, 飽和蒸気圧状態の液体水素を昇圧した。

6. 参考文献

- (1) 渡辺光男, 吉田誠, 長谷川敏, 上條謙二郎
ロケット用小型 LH_2 ポンプの試作研究 (その 1) 軸系振動対策, 航技研報告, TR-1118 (1991 年 7 月)
- (2) 菊池正孝, 鈴木峰男, 志村隆, 渡辺光男, 上條謙二郎, 野坂正隆, 薬科彰吾
ロケット用小型 LH_2 ポンプの試作研究 (その 2) 構造基本設計, 航技研報告, TR-1123 (1991 年 9 月)
- (3) 山田仁, 渡辺義明, 吉田誠, 長谷川敏, 上條謙二郎
LE-7 用液酸ポンプの試作研究 航技研報告, TR-1020 (1989 年 4 月)
- (4) 妹尾, 中瀬, ターボ機械の羽根車内の流れ (第 1 報, 翼間理論), 日本機械学会論文集, 37 巻 302 号 (1971), 192
- (5) 妹尾, 中瀬, ターボ機械の羽根車内の流れ (第 2 報, 翼間流れを考慮した回転流面の決定法), 日本機械学会論文集, 38 巻 308 号 (1972), 800
- (6) "Study of Inducer Load and Stress", Edited by Flolida Research and Development Center of Pratt and Whitney Aircraft, NASA CR-72712, 1970
- (7) J. Hord, "Cavitation in Liquid Cryogenics IV - Combined Correlations for Venturi, Hydrofoil, Ogives and Pumps", NASA CR-2448 (1974)
- (8) J. Hord, R. O. Voth, "Tabulated Values of Cavitations B-Factor for H_2 , H_2 , F_2 , O_2 , Refrigerant 114 and H_2O ", NBS TN397 (1971)

航空宇宙技術研究所報告1131号

平成3年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
