

NAL TR-963

ISSN 0389-4010

UDC 621.454

621.671

621.675

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-963

ロケット用小型高速極低温ポンプの性能

渡辺 義明      渡辺 光男      上 條 謙二郎

1988年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ロケット用小型高速極低温ポンプの性能\*

渡辺 義明\*\* 渡辺 光男\*\* 上條 謙二郎\*\*

## Performance of Small High Speed Rocket Pumps

Yoshiaki WATANABE, Mitsuo WATANABE and Kenjiro KAMIJO

### ABSTRACT

For more than ten years, several small cryogenic pumps for liquid rocket engines have been made for purposes of research and development by the National Aerospace Laboratory and the National Space Development Agency of Japan. These pumps were made for use with liquid oxygen (LOX) and liquid hydrogen (LH<sub>2</sub>) feed pumps. They have very small impellers and are characterized by high speed and high head. The main design characteristics of these pumps are as follows: stage specific speeds of from 0.0319 to 0.0766, flow rates from 0.016 to 0.0525 m<sup>3</sup>/s, pressure rises from 4.9 to 26 MPa, rotational speeds from 16,500 to 80,000 rpm and impeller diameters from 0.083 to 0.146 m. These pumps were tested using water, LOX, liquid nitrogen (LN<sub>2</sub>) and liquid hydrogen as the pump fluids. The present paper not only focuses on overall performance factors such as efficiency and head/flow characteristics, but also on suction performance of these pumps.

### 1. まえがき

航空宇宙技術研究所(以下「NAL」という)ならびに宇宙開発事業団(以下「NASDA」という)は、液体ロケットエンジン用ポンプの研究開発および研究のため、各種の極低温ポンプの試作を進めてきた。これらのポンプは、ロケットエンジン用としての小型・軽量化の要求から、小さな羽根車を備え、高速でしかも高揚程であるという特徴を持っている。本報告書は主として、これらのポンプの性能について記述するものである。

一般にポンプ効率は段当りの比速度ならびに流量により決る<sup>(1)</sup>このほか、高い吸込み比速度のポンプにおいては、効率は吸込み比速度に大きく影響され<sup>(2)</sup>、さらに小型ポンプにおいては、主羽根車の外径が極

めて大きく効率に影響すると言われている<sup>(2)~(4)</sup>即ち、同一比速度のポンプを比較した場合、主羽根車外径の小さいものが、より低い効率を示すとされている。

しかしながら、筆者らの経験によると、この種の小型ポンプを設計する場合、従来の技術資料では十分でないように思われる。試作された小型高速極低温ポンプは、これまでに報告された効率<sup>(2)~(4)</sup>よりもかなり高い効率が得られた。

本報告に示す供試ポンプは、液体酸素あるいは液体水素の供給用として試作したものであり、インデューサ付きの単段および二段遠心ポンプである。その主要諸元は、表1に示すように以下の範囲にある。

比速度(1段) $N_s$	: 82~197 (m, m <sup>3</sup> /min, rpm)
流量 $Q$	: 0.016~0.0525 (m <sup>3</sup> /s)
揚程 $H$	: 439~37,240 (m)
回転数 $N$	: 16,500~80,000 (rpm)

\*昭和62年12月25日 受付

\*\*角田支所

主羽根車外径  $D_2$  : 0.083~0.146 (m)

これらの供試ポンプは、ポンプ作動流体(以下「ポンプ流体」という)として、水、液体酸素、液体窒素および液体水素について性能が調べられた。

一般性能については、回転数やポンプ流体の効率への影響も調べた。吸込み性能に関しては、キャビテーションに対する熱力学的効果による吸込み性能の向上を、この種の高速ポンプにおいて確認することを目的とした。

## 2. 主な記号

$b$	: 主羽根車出口幅	m
$D$	: 直径	m
$g$	: 重力加速度	m/s <sup>2</sup>
$H$	: 揚程	m
$L$	: 軸動力	kg・m/s
$N$	: 回転数	rpm
$NPSH$	: 有効吸込み水頭	m
	$NPSH = 1/\rho \cdot (P_1 - P_v) + V_1^2/2g$	
$N_s$	: 吸込み比速度 (m, m <sup>3</sup> /min・rpm)	
	$N_s = N \cdot \sqrt{Q}/NPSH^{3/4}$	
$P$	: 圧力	MPa
$P_v$	: 飽和蒸気圧	MPa
$Q$	: 体積流量	m <sup>3</sup> /s
$Q_d$	: 設計速度三角形と相似になる流量 m <sup>3</sup> /s	
	$Q_d = Q_{do} \cdot (N/N_{do})$	
$Q_r$	: ポンプ内部漏れ量	m <sup>3</sup> /s
$Re$	: レイノルズ数	
	$Re = (D_{imp}/2)^2 \cdot \omega/\nu$	
$T$	: ポンプ流体の温度	K
$T_q$	: 軸トルク	kg・m
$U$	: 周速	m/s
$V$	: ポンプ流体の流速	m/s
$Z$	: 主羽根車羽根枚数	
$\beta$	: 角度	deg.
$\gamma$	: ポンプ流体の比重	kg/m <sup>3</sup>
$\eta_p$	: ポンプ効率	
	$\eta_p = 60 \cdot \gamma \cdot Q_2 \cdot H / (2\pi \cdot N \cdot T_q)$	
$\eta_v$	: 体積効率	
	$\eta_v = Q_2 / (Q_2 + Q_r)$	
$\nu$	: ポンプ流体の動粘性係数	m <sup>2</sup> /s

$\rho$	: ポンプ流体の密度	kg/m <sup>3</sup>
$\psi$	: 揚程係数	
	$\psi = g \cdot H / U^2$	
$\omega$	: 角速度	s <sup>-1</sup>

## 添字

1	: ポンプ入口
2	: ポンプ出口
$i$	: 有効 $NPSH$ が十分大きいところ
$p$	: ポンプ
ind	: インデューサ
imp	: 主羽根車
$do$	: 設計点

## 3. 供試ポンプ

本報告書における供試ポンプは9種類であるが、その主要設計諸元を表1に示した。ポンプFとHは二段遠心ポンプであり、その他のポンプは単段遠心ポンプである。図1に単段遠心ポンプの代表的な例のポンプGを、図2には二段遠心ポンプの代表例であるポンプHを示した。ポンプA, B, C, Gは液体酸素用であり、その他のポンプは液体水素用である。ただし、ポンプHについては、これまでに液体窒素による試験のみを行っている。ポンプAとBについては、設計流量 $Q_{do}$ と設計揚程 $H_{do}$ は同じで、回転数を変えている。ポンプC, D, D', Eは、現在わが国の主要輸送系である、H-Iロケットの第二段エンジン(LE-5)の開発のために試作したものである。ポンプGとHは、高圧燃焼エンジンを対象としたために、ほかのポンプと比較し、極めて高い吐出し圧力となっている。

表1の主羽根車の羽根数は、ポンプ出口における値であり、ポンプD, D', E, F, Hは部分羽根を持っている。全ての羽根は単一円弧の二次元羽根である。ポンプGの主羽根車は精密鋳造品であり、ほかは全て機械加工品である。全てのポンプの羽根やシュラウドは、極めて滑らかに仕上げられた。ポンプA, B, Cはプラスチックのウェアリング<sup>(5)</sup>を用い、その他のポンプは全て、図1, 図2に示すような金属性のラビリンスのウェアリングを用いた。それらの直径すきまは運転時に0.2mm以下である。ポンプ

表1 供試ポンプの主要設計諸元

主要項目	A	B	C	D	D'	E	F	G	H
ポンプ流体	LOX	LOX	LOX	LH <sub>2</sub>	LH <sub>2</sub>	LH <sub>2</sub>	LH <sub>2</sub>	LOX	LH <sub>2</sub>
ポンプ段数	1	1	1	1	1	1	2	1	2
設計流量	0.0180	0.0180	0.0172	0.0525	0.0525	0.0503	0.0410	0.0160	0.0439
ポンプ上昇圧力	11.8	11.8	4.9	5.5	5.5	5.5	6.0	24.5	26.0
設計回転数	20,000	35,000	16,500	50,000	50,000	50,000	45,000	45,000	80,000
ポンプ設計揚程	1,051	1,051	439	8,000	8,000	8,000	8,500	2,230	37,240
段当りの比速度	113	197	175	105	105	103	134	136	82
必要NPSH	13	13	7.5	56	56	56	34	20	56
インデューサチップ径	0.0650	0.0600	0.0653	0.0682	0.0682	0.0680	0.0650	0.0473	0.0630
主羽根車外径	0.1340	0.0830	0.1112	0.1460	0.1340	0.1398	0.1220	0.0863	0.1296
$D_{imp2}/D_{ind1}$	2.06	1.38	1.70	2.14	1.96	2.06	1.88	1.82	2.06
インデューサ入口チップ羽根角度 $\beta_{ind1}$	10.3	8.0	10.0	9.9	9.9	9.0	9.9	8.5	7.0
主羽根車入口羽根角度	13.8	11.5	14.3	11.4	14.2	12.7	12.0	11.0	9.21
主羽根車出口羽根角度	25	25	25	35	45	35	35	25	45
主羽根車羽根枚数	6	6	6	6+6	6+6+12	6+6	6+6	6	6+6+12
主羽根車出口幅	0.0042	0.0092	0.0068	0.0038	0.0049	0.0036	0.0043	0.0038	0.0029

LOX: 液体酸素

LH<sub>2</sub>: 液体水素

LN<sub>2</sub>: 液体窒素

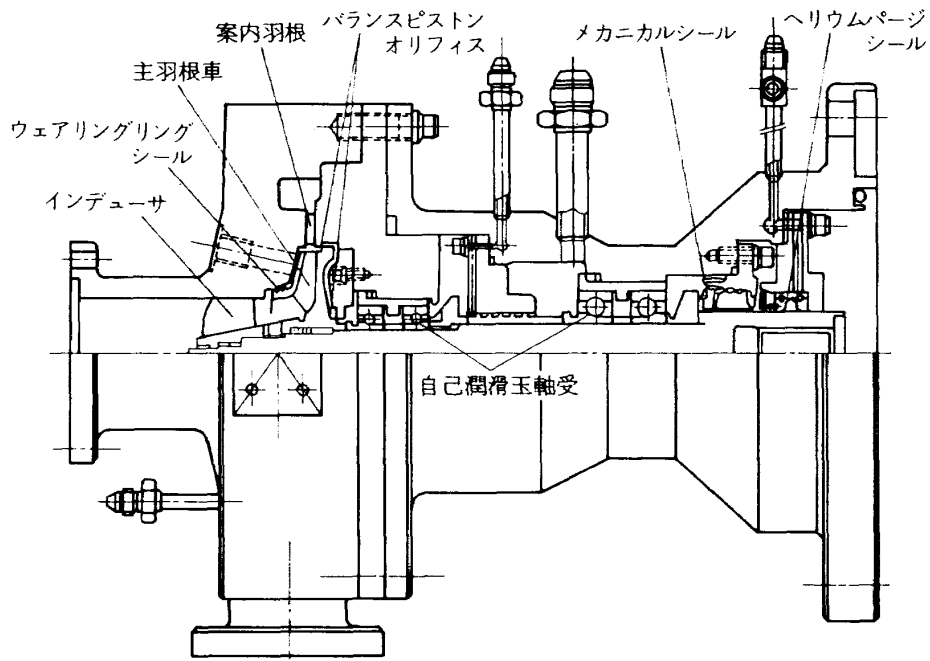


図1 ポンプG (液体酸素用)

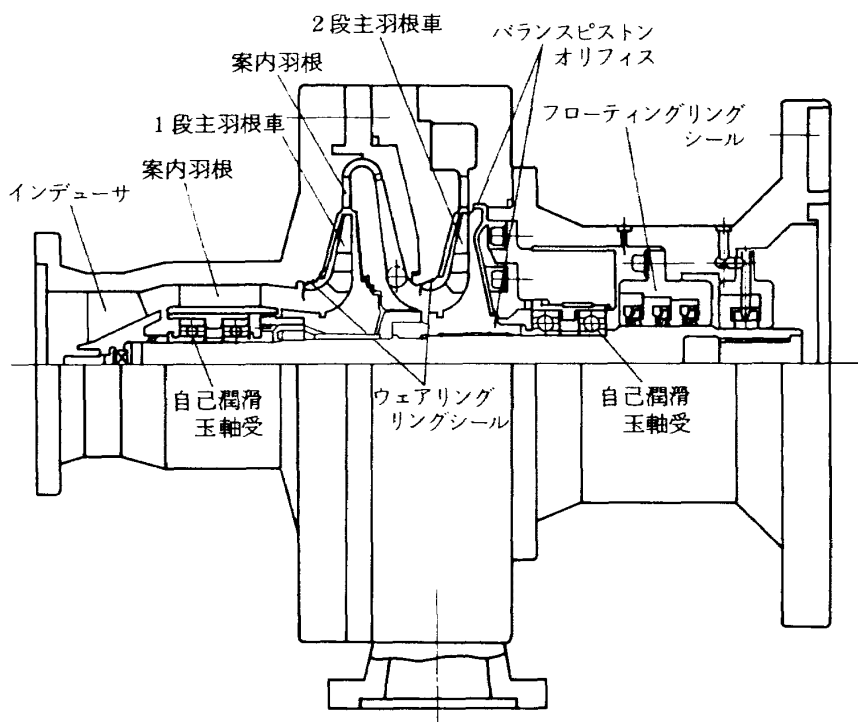


図2 ポンプH (液体水素用)

E, F, G, H は単一円弧翼からなる案内羽根を有し、その他のポンプは案内羽根を持たない。これらのポンプの軸推力は、ポンプ A, B, C, D; F についてはバランスホール方式、その他のポンプは、図1、図2に示したようなバランスピストンオリフィス方式<sup>(6)</sup>により調節した。全てのポンプの軸受は、自己潤滑

保持器を持ち、ポンプ流体そのものにより冷却される。軸シールについては、ポンプ H はシール圧力が高いため、図2に示したようなフローティングリングシールを用い、ほかのポンプは全て、図1に示したような溶接ベロー式メカニカルシールを用いた。

#### 4. 試験設備と試験法

試験は二つの設備を用いて行った。ポンプ流体に液体酸素を用いたポンプGの試験と、液体水素を用いたポンプHの試験は、NASDA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おいて行った。液体水素を用いた試験を行うためのポンプ試験設備の概略を図3に示す。ポンプAからFまでの試験は、NAL角田支所の液体酸素ポンプ試験設備により行った。その試験設備の概略を図4に示す。

供試ポンプの駆動は、NASDA試験設備で880kW、NAL試験設備で450kWの直流電気動力計により、各々増速歯車を介して行った。図5、図6は供試ポンプがNALおよびNASDA試験設備の動力計に取付けられた試験部の外観を示す。

ポンプ効率を求めるための軸トルクの測定は、電気動力計の駆動力によって生じる駆動軸の捩れを検出して求める方式のトルク計により、回転数は電磁式の高周波コイル型ピックアップにより測定した。ポンプ流量は全てタービン式流量計により、圧力測

定は全て重錘式圧力計による実負荷校正を行った歪ゲージ式圧力計により測定した。温度測定は液体酸素、液体窒素および水の試験ではCR-CまたはC-Aの熱電対を使用し、液体水素の試験ではAu・Fe-CR熱電対を使用した。また、極低温流体をポンプ流体にするポンプにとって、吸込み性能を求めるうえで特に重要なポンプ入口、出口部の温度測定には、白金測温抵抗体温度計も併せて用いた。これらの温度測定は高精度の測定が必要であり、NAL試験設備での試験では、図7に示した極低温温度校正装置を、NASDA試験設備での試験では、図8に示した液体水素用極低温温度校正装置を使用した。極低温温度校正装置、試験によって得られるデータを計測、収録する装置および測定法については、文献(7)に示されている。

上記の測定法で得られたデータを基に有効NPSHを求めるために必要な極低温流体の物性値は、文献(8)~(10)の値を用いた。

NAL試験設備での試験前における供試ポンプならびに配管系の予冷は、以下の手順に従って行った。まず酸化剤ランタンクのタンク・ヘッドにより、吸

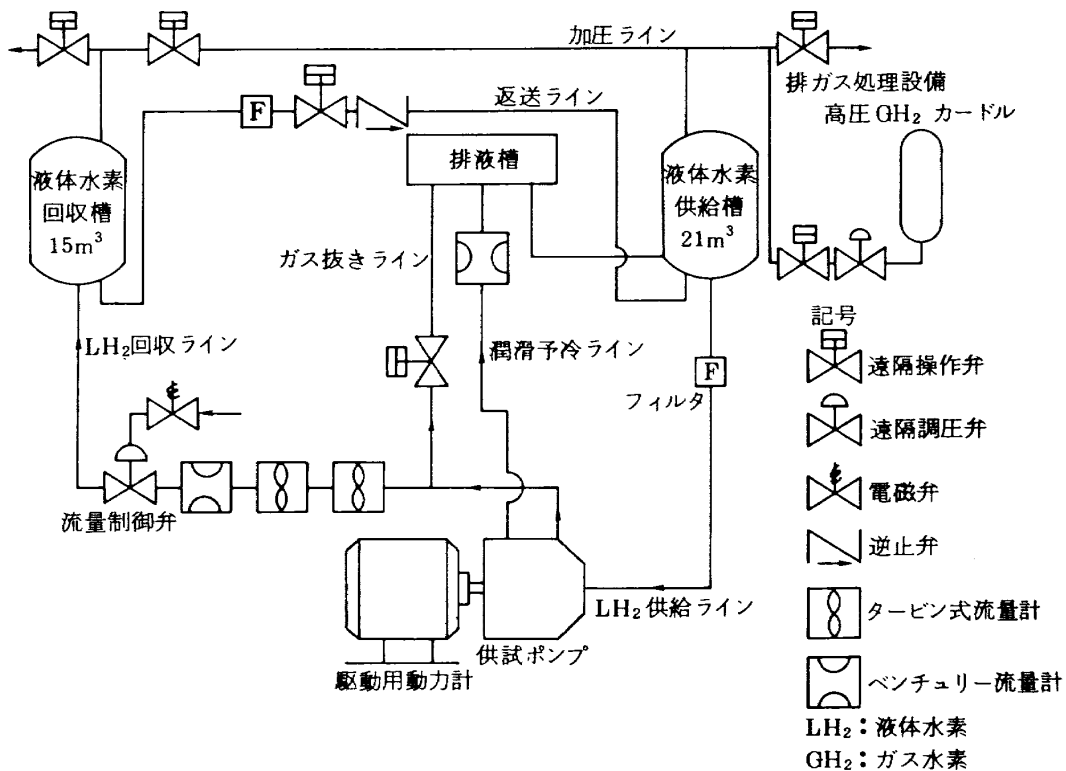


図3 液体水素ポンプ試験設備概略

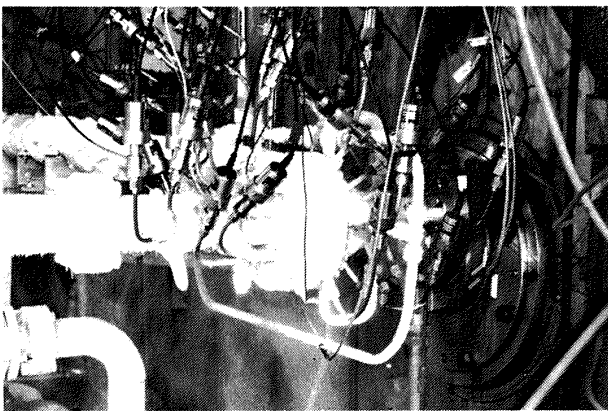
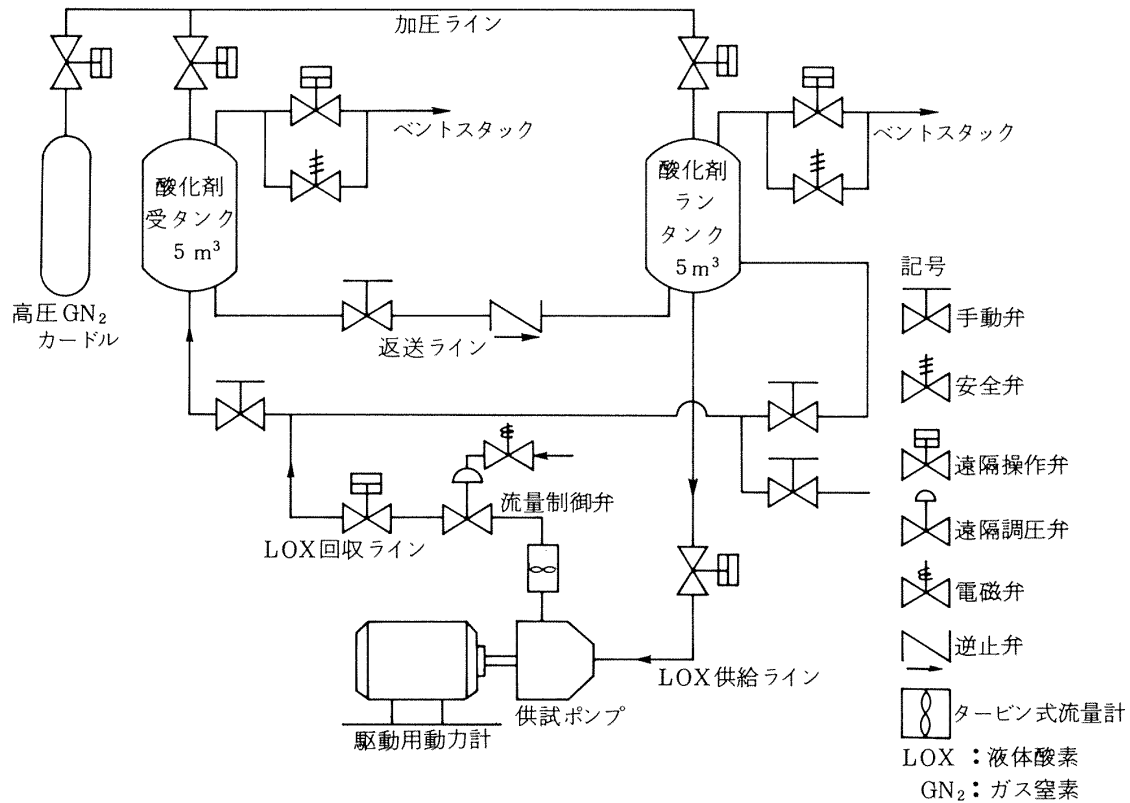


図 5 供試ポンプ試験部外観

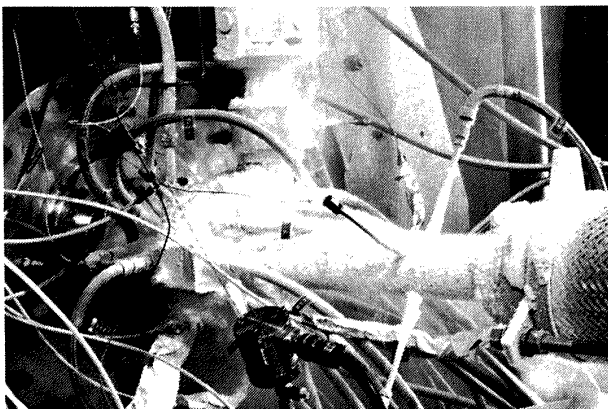


図 6 供試ポンプ試験部外観

込み配管系，供試ポンプおよび吐出配管系を徐々に冷却し，ある程度予冷が進んだ時点で酸化剤ランタンクを約 1 気圧ほど加圧し予冷を続けた。予冷に要する流量は，吐出配管系に位置する流量制御弁の流量調整により行い，受タンクに回収するという方法で行った。この予冷の段階で供試ポンプの流量，ポンプ入口，出口温度および自己潤滑軸受の外輪温度がポンプ流体温度を示し，安定することを確認し予冷完了とした。図 5 は NAL 試験設備における供試ポンプの予冷中の外観を示している。

一般性能試験は，供試ポンプに必要な  $NPSH$  を与えるために，酸化剤ランタンクを加圧し，一定圧力に設定した後，供試ポンプの回転数を徐々に増加し，一定の試験回転数に設定した。この回転数に対して，ポンプ出口流量制御弁開度を調節することにより，流量比 ( $Q/Q_d$ ) の異なるデータを取得した。

吸込み性能試験では，前記と同様に，供試ポンプに必要な  $NPSH$  を十分に与え，一定圧力に設定した後，一定の試験回転数まで徐々に増加し，それに伴い流量を設定した。この後，供試ポンプの  $NPSH$  を減少させるため，酸化剤ランタンクの加圧ガスの逃気を行い， $NPSH$  の減少に伴い，インデューサ出口

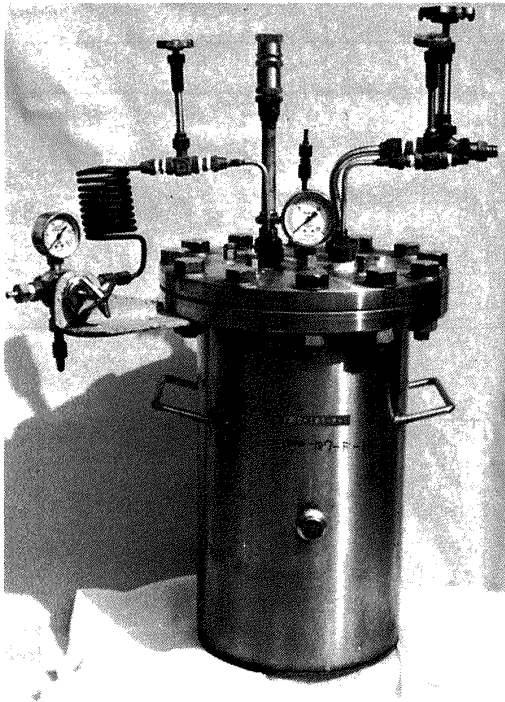


図7 極低温温度校正装置

圧力の減少が著しくなった時点で供試ポンプの回転数を降下させ、試験終了とした。

NASDA 試験設備における供試ポンプの予冷ならびに試験は、NALの試験設備による試験とはほぼ同様な方法で行った。図6はNASDA試験設備における供試ポンプの予冷中の外観を示している。

## 5. 結果と考察

### 5.1 一般性能

ポンプ流体に水を用い、広い流量範囲にわたり求めたポンプAの性能を図9に示した。図中の $\psi_p$ はポンプの揚程係数(揚程/主羽根車周速ヘッドの2倍)、また $Q_d$ は速度三角形が設計点と相似になる流量を示す。主羽根車羽根数が少なく、また出口角度も比較的小さいため、流量—揚程曲線は広い範囲にわたり負の勾配を有する。最高効率 $\eta_p$ は68~69%であり、インデューサ付き小型ポンプとしてはかなり高い値である。この高効率の大きな理由として、ウェアリングリングシールのシールすきまを小さくしたことによる体積効率 $\eta_v$ の向上が上げられる。回転数の効率への影響は、この試験範囲では少ない。ちなみに、ポンプ軸動力に対する円盤摩擦損失の計算値の割合は、回転数 $N = 17,500 \text{ rpm}$ で約7%、 $N$

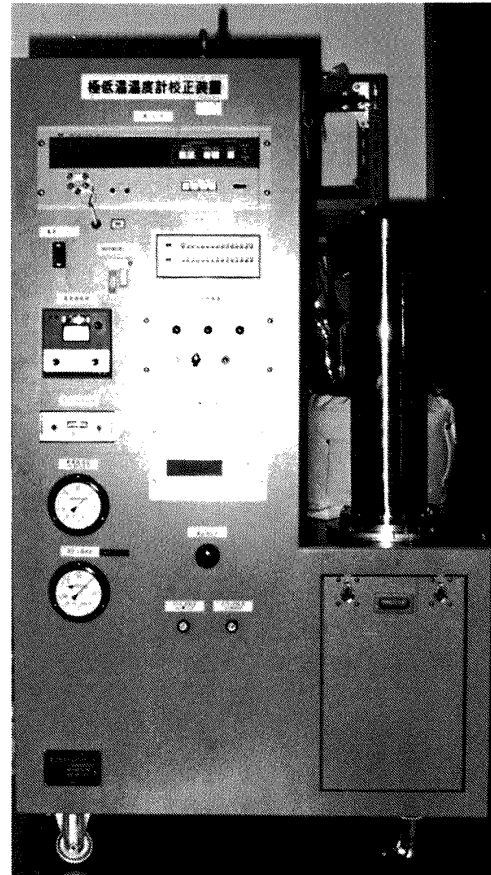


図8 極低温温度校正装置(液体水素用)

= 12,500 rpmで約8%であった。円盤摩擦損失の計算値は文献(11)により求めた。回転数の効率への影響の比較的小さいことが、より高速のポンプGについても確認されている。

一般性能に対するポンプ流体の影響を図10、図11

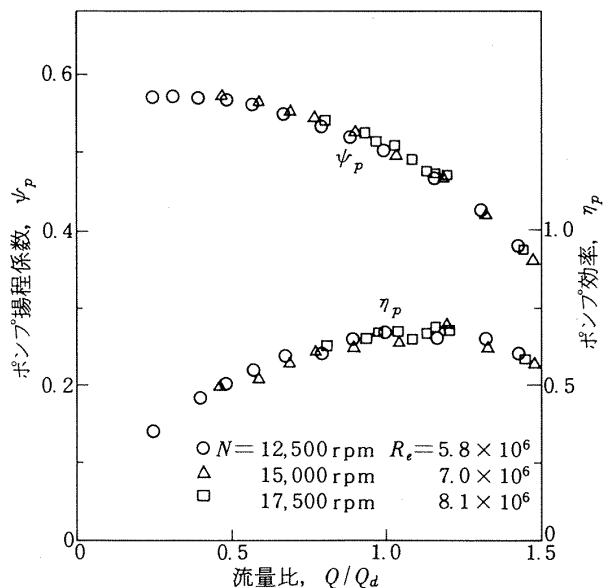


図9 ポンプAの性能(水試験)



表2 ポンプ流体の物性値

	液体酸素	液体窒素	液体水素	水
圧力 (MPa)	0.1013	0.1013	0.1013	0.0023
温度 (K)	90.2	77.4	20.3	293
密度 (kg/m <sup>3</sup> )	1,140	808	70.8	998
粘性係数 (N·s/m <sup>2</sup> )	1.96×10 <sup>-4</sup>	1.63×10 <sup>-4</sup>	1.32×10 <sup>-5</sup>	1.01×10 <sup>-3</sup>
動粘性係数 (m <sup>2</sup> /s)	1.72×10 <sup>-7</sup>	2.02×10 <sup>-7</sup>	1.86×10 <sup>-7</sup>	1.01×10 <sup>-6</sup>

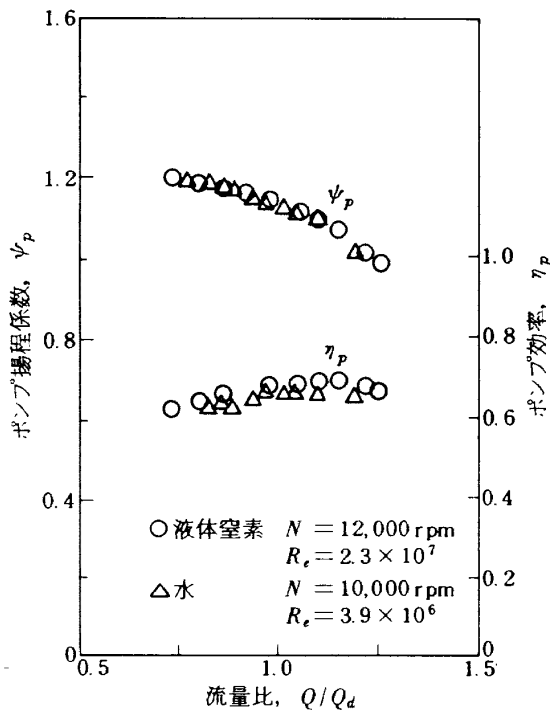


図10 ポンプFの性能

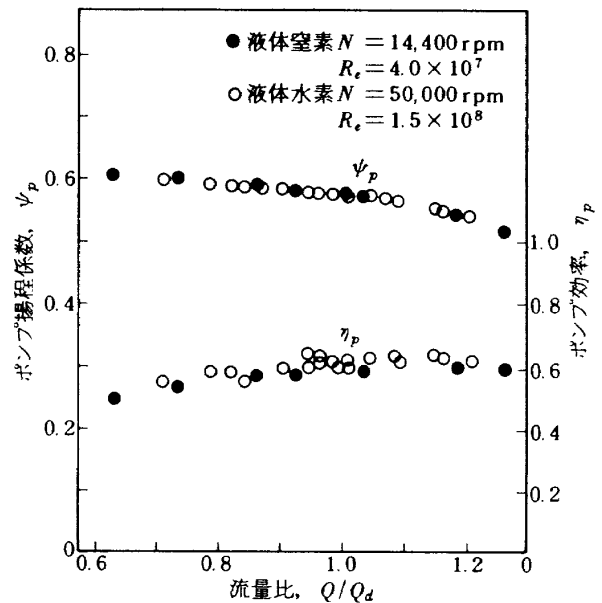


図11 ポンプDの性能

に示す。図10は水と液体窒素、図11は液体窒素と液体水素の場合である。図10において、揚程係数は水と液体窒素でほとんど同じであるが、効率は液体窒素の方が2～3%高い値を示している。液体窒素の動粘性係数は水に比べて、約1/5と極めて小さい(表2)。計算で求めた円盤摩擦損失の軸動力に対する割合は、液体窒素で4.5%、水で5.8%であった。図11における液体窒素での回転数は、液体水素とはほぼ同じポンプ吐出し圧力となるように決めたものである。揚程係数については、液体窒素と液体水素で極めて良い一致が認められた。一般に液体水素は液体酸素、液体窒素に比べて、より大きな圧縮性を持つが、この試験に関する限り、温度、圧力の測定値から求めたポンプ入口と出口での密度差は、お

よそ1%以内であった。効率については、液体水素が約4%高い値を示した。計算により求めた液体水素での円盤摩擦損失の割合は、液体窒素での値に比べて、約3.5%低い値であった。

以下、表1に示した供試ポンプの一般性能を比較する。流量—揚程曲線の関係を図12に示した。この図において、ポンプFとHは二段遠心ポンプであるため、段当りのポンプ揚程係数を示す。図12の全体的傾向は、文献(12)の傾向と良く合っている。特に主羽根車出口角度 $\beta_{imp2}$ が大きくなるに従って、揚程—流量曲線の勾配が、緩やかになる傾向が顕著になっている。ポンプAとBはほぼ同じ揚程曲線を示した。ポンプHはD'に比べて、かなりフラットな曲線を示したが、これは主羽根車出口における案内羽根の影響と思われる。ちなみにポンプD'は案内羽根を備えていない。

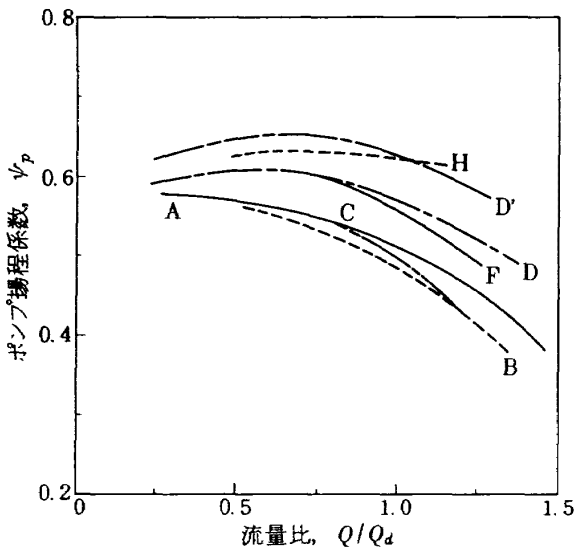


図12 供試ポンプの揚程曲線

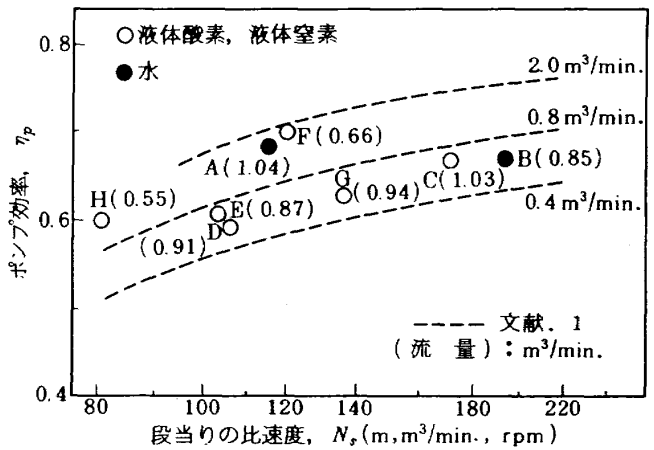


図14 一般産業用ポンプと供試ポンプとの効率の比較

の静圧差が少ないため、ウェアリングリングシールの漏れ損失の割合が少なくなることで、単段遠心ポンプに比べて、インデューサから主羽根車入口までの流れの損失の、全損失に対する割合がほぼ1/2になることなどによるものと考えられる。ポンプBは予想に反して、ポンプAとはほぼ同程度の効率であった。これは主羽根車外径の減少によってもたらされたものとする。

ここで、本供試ポンプの効率を一般産業用ポンプの効率と比較して図14に示す。図中の括弧内の値は流量を示し、3種類の点線は文献(1)による値である。ポンプHとFを除く、その他の単段遠心ポンプについては、点線で示される値よりも若干低い効率であるが、これは主羽根車外径が小さいこと、ならびにインデューサ付きであることが原因と考えられる。内部漏れ損失を少なくしたポンプAについては、点線とはほぼ同程度である。二段遠心ポンプが高い効率であることは、この図からも確認される。

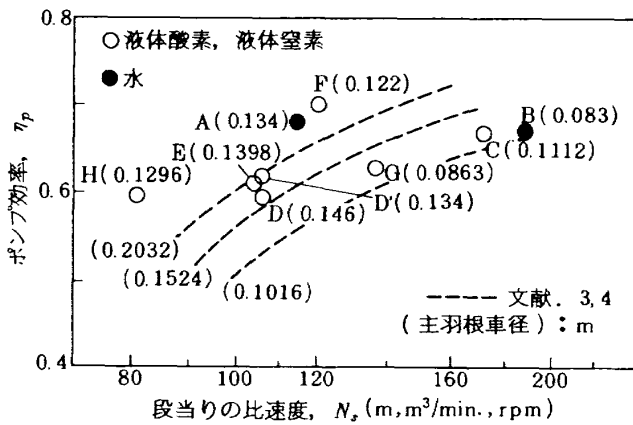


図13 段当りの比速度と供試ポンプの効率の関係

次に段当りの比速度とポンプ効率の関係を図13に示した。図中の括弧内の値は主羽根車外径を示す。図中には文献(3),(4)に示されている主羽根車外径の効率に及ぼす影響を3種類の外径(0.2032, 0.1524, 0.1016)に対し点線で示した。これより本供試ポンプは、主羽根車外径を考慮すると全て点線よりも高い効率を示しているとみることができる。この理由としては、本供試ポンプは従来の小型ポンプに比べて、機械加工精度が極めて高いこと、羽根表面などが滑らかに仕上げられた上、レイノルズ数が大きいために、円盤摩擦損失などの摩擦損失の割合が少ないこと、ウェアリングリングシールの漏れを少なくしたことなどが考えられる。二段遠心ポンプのHとFが高い効率を示した理由としては、図2に見られるように、一段主羽根車出口と二段主羽根車入口で

### 5.2 吸込み性能

極低温流体においては、キャビテーションに対する熱力学的効果のため、吸込み性能が向上する。これに関しては、これまでに数々の研究<sup>(13)-(15)</sup>が行われているが、特定のポンプの吸込み性能を定量的に求めるには、まだ実験に頼らなければならない。本供試ポンプも、上記の効果によって良好な吸込み性能が得られた。図15はポンプEの液体水素での吸込み性能を示している。図中の $T_i$ は、有効NPSHが十分大きいところでのポンプ入口液体水素の測定温度である。液体水素温度の低い場合( $T_i = 20.6\text{ K}$ ),

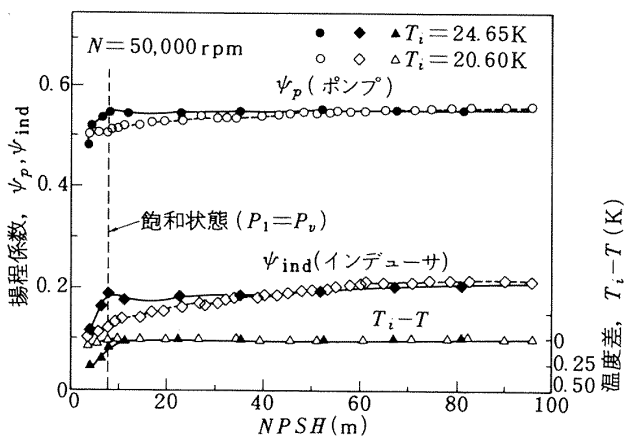


図 15 ポンプ E の吸込み性能 (液体水素試験)

有効  $NPSH$  の低下に従ってインデューサの揚程係数  $\psi_i$  は、 $NPSH$  が 40m 付近から徐々に低下している。これはインデューサのチップすきまが大きいので、チップキャビテーションの影響が強く現われたものである。より高い温度 ( $T_i = 24.65\text{K}$ ) において、このインデューサの緩やかな揚程低下はほとんど消えている。これより液体水素温度が高いほどインデューサの吸込み性能が向上している。これは極低温流体、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の影響である。さらにこの時、インデューサの完全な揚程低下と、ポンプ入口温度  $T_1$  の低下が良く対応している。これはポンプ入口管内において、液体水素が蒸発することによる蒸発潜熱により、液体水素温度が低下したことと、この蒸発によって気液二相となり、インデューサは二相吸込み状態に達し、完全な揚程低下を生じたことが対応したものとみることができる。図中において、点線はポンプ入口において、静圧と飽和蒸気圧とが等しくなる場合の有効  $NPSH$  の値である。このように液体水素については、回転数  $N = 50,000\text{rpm}$  の小型ポンプにおいても、ポンプ入口が飽和状態に近い場合でも、十分吸込みが可能であることが確認された。

同様な結果は、ポンプ流体に液体窒素を用いた、ポンプ C の試験 (回転数  $N = 16,500\text{rpm}$ ) においても確認された。この試験においては、ポンプ入口直前に真空断熱した透視管を取付け、ポンプ流体の管内の流れ状態を観察した。この透視管が供試ポンプ試験部に取付けられた外観を図 16 に示す。図 17 (a)

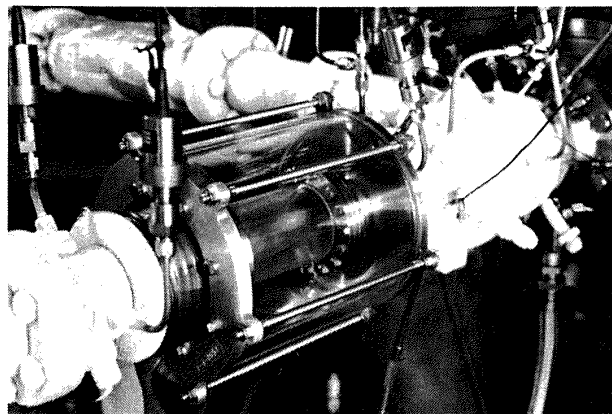


図 16 真空断熱透視管と試験部の外観 (供試ポンプ入口直前)

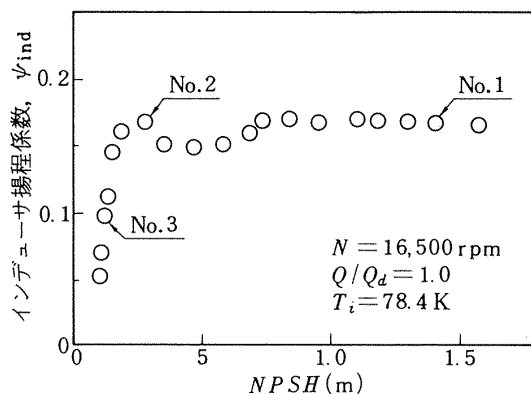


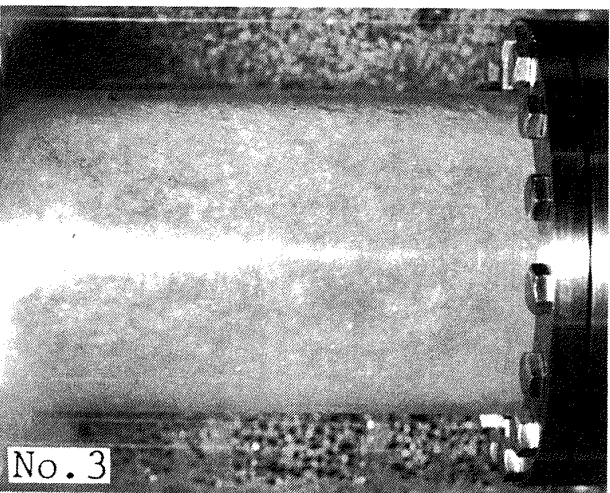
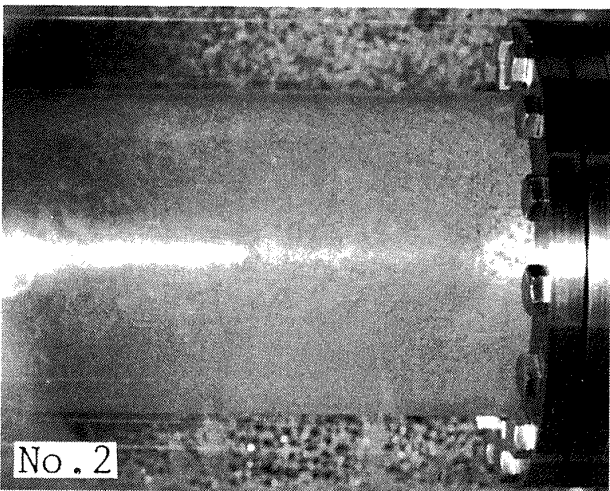
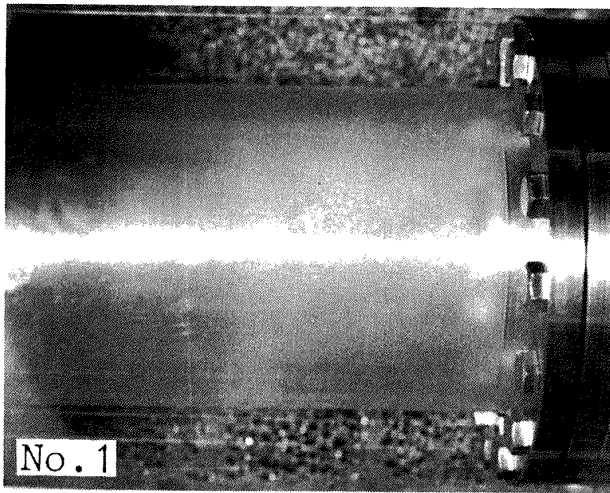
図 17 (a) ポンプ C のインデューサの吸込み性能 (液体窒素試験)

はポンプ C のインデューサの吸込み性能曲線であり、図 17 (b) はこの試験におけるインデューサ直前の管内の様子を示している。図中の番号は図 17 (a) の番号とそれぞれ対応している。図 17 (b) の番号 1 は、インデューサの揚程係数が極めて安定している流れ状態を示し、気相はほとんど認められない。番号 2 はインデューサの揚程係数が低下する直前であり、若干の気相が現われているが番号 3 では、かなりの液体窒素の蒸発が観察され、これがインデューサの揚程低下をもたらしたものと判断される。

## 6. むすび

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が試作した、小型高速極低温ポンプについて性能を調べ、従来の結果と比較した。得られた結果は以下のごとくである。

- (1) 本供試ポンプは、これまでに公表されている小型ポンプに比べて、より高い効率を示した。



ポンプの流れの方向 →

図 17(b) 入口管内の流れの様子  
(ポンプCのインデューサ直前)  
(図 17(a)の番号に対応する)

さらに同一比速度で調べた場合、二段遠心ポンプが単段遠心ポンプよりも、より高い効率を示した。

- (2) 本供試ポンプについても、キャビテーションに対する熱力学的効果のため、極めて良好な吸込み性能が達成された。ポンプ入口が飽和状態に近い場合でも、十分な吸込みがなされた。

なお、本研究はわが国の液酸・液水ロケットエンジン・プロジェクトの一環として行われたものである。関係者各位に心から感謝の意を表す。

#### 参 考 文 献

- 1) Stepanoff, A.J., Centrifugal and Axial Flow Pumps, 2nd Ed, (1976), 76, John & Sons, Inc.
- 2) Campbell, W.E. and Farquhar, J., NASA SP-304(1974), 665.
- 3) Hidebrand, P., ほか AFAPL TR-66-12 (AD-480108), (1966).
- 4) Douglass, H.W., ほか 9 名, NASA SP-8109(1973), 17.
- 5) 上條・ほか 6 名, 航技研報告, TR-588 (昭54), 9.
- 6) Zachary, A.T., ほか 2 名, NASA CR-120193 (1973), 149.
- 7) 山田・ほか 3 名, 航技研報告, TR-716 (昭57), 6.
- 8) Hans, M.R., and Lloyd, A.W., NASA SP-3071(1972).
- 9) Angus, S., ほか 4 名, International Thermodynamics Tables of the Fluid State 6 Nitrogen, (1978), Pergamon Press.
- 10) McCarty, R.D., NASA SP-3089(1975).
- 11) Schlichting, H., Boundary Layer Theory, 6th Ed, (1968), 609, McGraw-Hill Co.
- 12) Valey, F.A., PIME, 175-21(1961), 970.
- 13) Hord, J., NASA SP-2248(1974).
- 14) King, J.A., NASA CR-123555(1972).
- 15) Ball, C.L., NASA TMX, 1360(1967).

---

## 航空宇宙技術研究所報告963号

昭和63年3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

---

**Printed in Japan**