

# ロケットの液体水素ポンプ

上條謙二郎

宇宙航空研究開発機構角田宇宙センター

981-1256 角田市神次郎高久蔵 1

## Liquid Hydrogen Rocket Pump

Kenjiro KAMIJO

Japan Aerospace Exploration Agency, Kakuda Space Center

1 Koukuzo, Jinjiro, Miyagi 981-1256

Liquid hydrogen has properties of low temperature, low density, low viscosity, high compressibility, a high sensitivity of vapor pressure to temperature, etc.. The liquid hydrogen requires a high speed impeller because of its low density. Its low viscosity raises pump efficiency, on the other hand, it often causes shaft vibrations of large amplitude due to small damping. To design and operate the liquid hydrogen pump, properties of liquid hydrogen should thoroughly be taken into consideration.

**Key words:** liquid hydrogen, pump, impeller, cavitation, rocket, design

### 1. はじめに

液体ロケットの推進剤に液体水素を用いると単位質量の推進剤で得られる推力が大きくなるので、最近の大型高性能ロケット（スペースシャトル、デルタ4、アリアン5、H-2A など）には液体水素が用いられている。

液体水素の特徴は、低密度（大気圧下で  $70\text{kg/m}^3$ ）、低温（大気圧下で  $20\text{K}$ ）、低分子量ならびに低粘性、などであり、液体水素ポンプには、これらの特徴を考慮した設計や運転が必要になる。液体水素の低温に対しては、部品各部の熱収縮を考慮した設計のほか、水素脆性も考慮しなければならない。液体水素の外部への漏れは、危険を伴うので、シール材や構造に工夫が必要になる。

以上述べたのは、液体水素の欠点であるが、液体水素の持つ大きな蒸発の潜熱や大きな圧縮性などの熱力学的特性は、後述するように、高速の液体水素ポンプを設計するのに大いに役立っている。ここでは、筆者が経験したロケット用液体水素ポンプを中心に、その設計法や性能についてその概要を示す。

### 2. 液体水素の特徴

実用化されたロケットでは、燃料の液体水素に対して例外なく液体酸素が酸化剤として用いられている。この組み合わせは、平均分子量が小さいため、燃焼ガスの排气速度が大きく、大きな比推力が得られる利点を持つ。反面、液体水素の低密度のために液体水素タンクが大きくなる欠点があり、混合比（液体酸素質量流量/液体水素質量流量）を大きくし、搭載する液体水素の量を減らしてタンクの小型・軽量化を図っている。

液体水素の主な物性を液体酸素、水と比較して表1に示した。水素の密度は、液体酸素の約16分の1である。ポンプの相似則には揚程が用いられるが、実際に要求されるのは圧力であるので、大きな揚程を出す必要があるため、液体水素ポンプの主羽根車の周速は極めて大きくなる。同じ羽根車を用いた場合、液体水素の羽根車周速は、液体酸素に比べて4倍にする必要がある。

液体水素、液体窒素、液体酸素について温度と飽和蒸気圧曲線の関係を図1に示した。水が常温から  $100\text{K}$  上昇しても飽和蒸気圧の変化は、高々、 $0.1\text{Mpa}$  程度であるが、低温流体の蒸気圧は温度変化に対して極めて大きな影響を受ける。さらに、液体水素については、 $10\text{K}$  の温度変化は、 $0.5\text{Mpa}$  程度の飽和蒸気圧の上昇をもたら

	液体水素	液体酸素	水
温度 (°C)	-252.8	-183.0	20
飽和蒸気圧(ata)	1	1	0.023
比重量 (kg/m <sup>3</sup> )	70	1,140	998
粘性係数 (kg·s/m <sup>2</sup> )	1.37×10 <sup>6</sup>	1.93×10 <sup>5</sup>	1.03×10 <sup>4</sup>
比熱(kcal/kg·°C)	2.27	0.217	1.00

表1 液体水素、液体酸素、水の特性

すので、ポンプの吸込性能については、設計や運転において特に注意する必要がある。

ただし、後に詳しく示すが、ポンプ入口付近での圧力降下に伴う蒸発は、ポンプ流体から熱を奪って行なわれるため、ポンプ流体の温度が下がり、この分、飽和蒸気圧が低下するため、ポンプの吸込性能は、特に液体水素において格段に向上する。この効果をキャビテーションに対する熱力学的効果と呼んでいる。

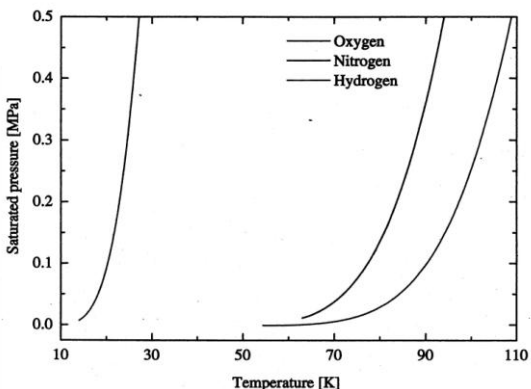


図1. 液体水素、液体酸素、液体窒素の飽和蒸気圧

以上のほか、表1のように、液体水素の粘性係数は極端に小さいが、密度が小さいため、動粘性係数で見ると、液体酸素とほぼ同じである。しかし、動粘性係数は水に比べて5分の1程度であるので、円盤摩擦損失が顕著になる比速度の小さなポンプや流動抵抗が大きな後述のインデューサには好都合の特性である。しかし、少ない粘性のためにポンプ要素で発生する減衰（ダンピング）も小さくなることから、危険回転数に関する過大な軸振動が発生して、しばしば大きな問題になっている。

3. ポンプの構造

液体水素ポンプの実例として、わが国で開発したH-1

ロケット第2段エンジン（LE-5）の液体水素ポンプとH-2ロケット第1段エンジン（LE-7）の液体水素ポンプを図2、3 [1] に紹介する。両ポンプの主要な緒言を表2に示す。なお、両ポンプは若干の修正や改良を加えられて、現在H-2Aロケットに用いられている。

ポンプ名	流量 (ℓ/s)	揚程 (m)	吐出圧力 (Mpa)	回転数 (rpm)
LE-5 液水	52	8,150	5.6	50,000
LE-7 液水	530	39,500	27.5	42,400

表2. 液体水素ポンプの主要緒言

(1) LE-5 液体水素ポンプ

LE-5 エンジンには、高空で使用されるため、比較的容易に高膨張ノズルが使用できる。このため、燃焼圧力を高くする必要がなく、したがって、液体水素ポンプの吐出圧力は、中庸な値であるが、液体水素の低密度のために、それでも揚程はかなり大きく、主羽根車の周速は大きい。構造の簡素な1個の遠心羽根車形式（1段遠心）とするためには、強度上の制約からアルミニウム合金製羽根車が使用できず、チタン合金製羽根車が採用された。かなりの高速であるため、吸込性能の向上を目的としてインデューサを主羽根車の直前に配置している。インデューサについては、後により詳しく述べる。

このポンプの軸方向の軸推力は、主羽根車の後面シュラウドをバランスディスクとし、主羽根車後面シュラウドとケーシングで構成する2個の円周状オリフィスを利用するバランスピストン方式により、調整される。この

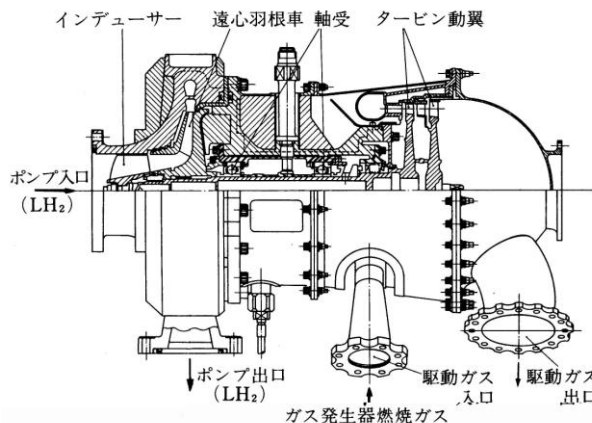


図2. LE-5 液体水素ターボポンプ

方式により、別途軸系にバランスディスクを設ける一般的な方法よりも、ポンプの簡素化が達成された。

軸系を支える2個の玉軸受は、保持器が含浸する固体潤滑材 (PTFE:テフロン) により、潤滑され、高速回転下の発熱は、バランスピストンを通じた液体水素の一部で冷却される。油潤滑を用いないこの方式により、ポンプ構造の簡素化がなされた。なお、液体水素は、動粘性係数が小さいので、流体潤滑的な効果はあまり期待できない点を留意しておく必要がある。

同ポンプでは、多段のラビリンスをウェアリングリングシールに用いている。また、軸シールには、硬質カーボンをシールリングとし、溶接ベロー、クロムメッキを施したメイティングリング、テフロン製のシールダンパなどからなるメカニカルシールを用いている。

(2) LE-7 液体水素ポンプ

図3のLE-7液体水素ポンプは、同じくインデューサを主羽根車の前に装備している。チタン合金制羽根車の強度上の制約から定まる周速度の限界は650 m/s程度であり、一般的な設計手法によって得られる揚程は、2万5千メートル程度である。表2に示すように、LE-7液体水素ポンプの揚程は、およそ4万メートルにもなるため、2個の遠心羽根車が必要となった。また、インデューサも、軸受からのオーバーハングを考慮して、軽量のチタン合金製である。LE-5液体水素ポンプにくらべて、羽根車の小型化が一層必要なため、主羽根車の羽根数を増やしたり、羽根出口角度を大きくする、などの工夫がなされている。

LE-7液体水素ポンプの効率については、新たに考慮すべき点があった。液体水素は圧縮性が大きいので、高圧のポンプでは駆動エネルギーのかなりの部分が後に回収できる液体水素の圧縮に使われる。したがってこれを考慮するために、圧縮機などで用いるポリトロブ効率を用いる必要がある。図4に液体水素ポンプの効率比較[2]を示した。 $\eta_{tr}$  は、ポリトロブ効率(真の効率)、 $\eta_a$  は、断熱効率である。圧縮性を考慮している断熱効率を用いた場合でも、効率の悪いポンプでは、特に高圧側でその差は大きく、無視できない。圧縮性を無視した従来のポンプ効率は、断熱効率よりも低い値を示すので、真の効率からのずれはさらに大きな値となる。

軸系に剛性を持たせることを目的として、インデューサと主羽根車の間に案内羽根を設け、この案内羽根で軸受を支える構造を採用している。2対の自己潤滑玉軸受

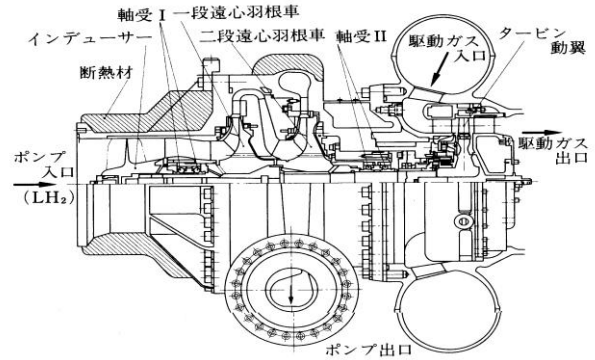


図3. LE-7 液体水素ターボポンプ

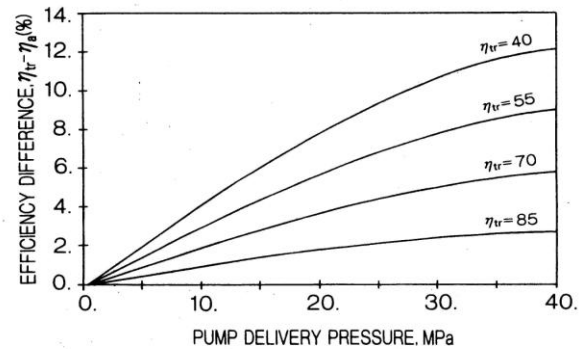


図4. 液体水素ポンプの効率比較

は、同じく液体水素 (ポンプ流体) で冷却される。ウェアリングリングは、ラビリンスであり、軸シールは、シール圧力が高いため、硬質カーボンをシールリングとするフローティングリングシールを用いている。このフローティングリングシールは、特殊な使い方がされている。2個のシールリングの間に高圧の液体水素を注入して、一方は軸受け側へ、他方はタービン側に流入する。軸受け側に流入した水素が2対の軸受けを冷却する。

4. インデューサと熱力学的考察

ポンプの吸込性能が良いと、ポンプの回転数を高くでき、さらにポンプ入口圧力を下げられることからロケットのタンクの圧力も低く設計できる。この結果、ポンプおよびタンクの小型・軽量化が達成される。

図5に示す螺旋形状のインデューサは、羽根数が少なく (通常は2~4枚)、また羽根長さの大きな (ソリディティの大きい) 一種の軸流羽根車である。このインデューサは、入口部にキャビテーションが発生しても、流路幅が大きいため、流路の閉塞が少なく、また長い羽根により、インデューサ内部でキャビティを消滅させ、主羽

根車への影響を小さくする。この結果、ポンプの吸込性能は格段に向上する。このように、インデューサは、ロケット性能に密接に関係するために、従来数多くの研究がなされている。吸込性能は、下記に示す吸込比速度  $S$  の大小により、評価される。

$$S = \frac{n\sqrt{Q}}{(NPSH_{cr})^{3/4}} \quad (1)$$

ここに、 $Q$  は体積流量、 $n$  は回転数、 $NPSH_{cr}$  はポンプ入口における流体の全圧と飽和蒸気圧の差の揚程（有効吸込水頭：NPSH）の限界値（必用吸込水頭）である。NPSH<sub>cr</sub> は、キャビテーションの発生にたいして使用可能か否かを判定する重要な指標である。

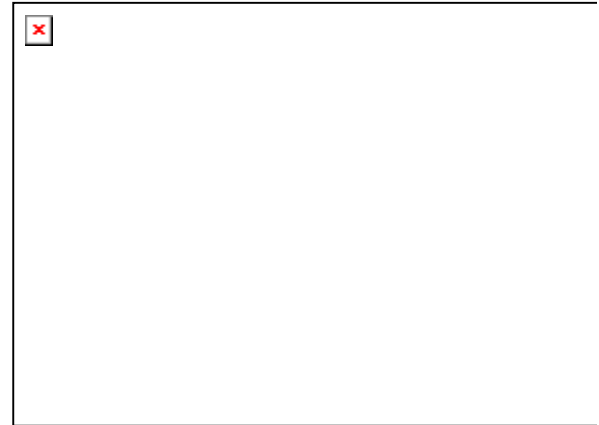


図5. インデューサ単体の可視化試験風景

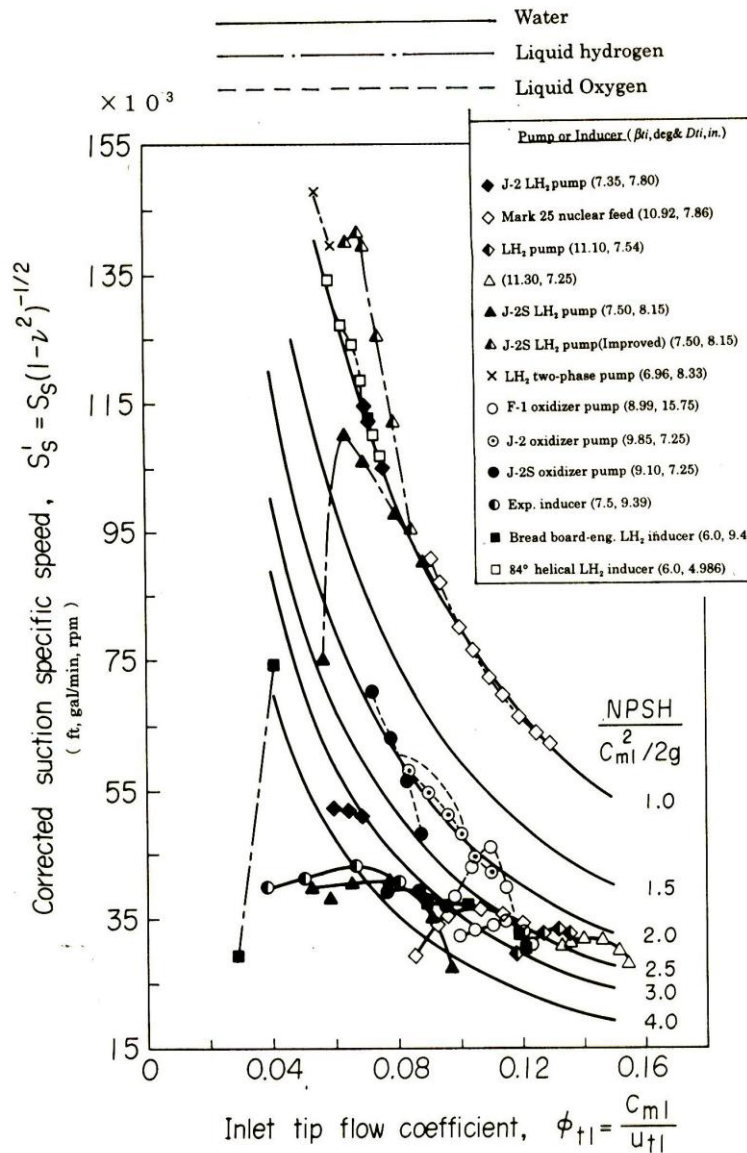


図6. インデューサの吸い込み性能(修正値)

インデューサの吸込比速度の実験値を図6 [3]に示した。ただし、この図では、入口のハブの影響を除くために、修正吸込比速度を用いている。液体水素と液体酸素では、キャビテーションに対する熱力学的効果（液体の蒸発は周囲の液体から蒸発潜熱を奪って行われるためにその分飽和蒸気圧が下がる現象）が顕著にあらわれるため、水に比べて吸込比速度が大きくなる。液体水素ではこの効果が極めて大きく、NPSHが動圧である場合（飽和蒸気圧状態）でも使用可能の領域があり、液体水素ポンプの高速化に役立っている。

5. 開発において生じた問題

(1) 液体水素ポンプの過大な軸振動[4]

LE-7 液体水素ポンプ（厳密にはターボポンプ）は、2、3次の危険回転数よりも高い回転数で運転される。計算された軸系の危険速度と振動モードを図7に示した。2、3次危険回転数については、ポンプ側が大きく振れるモードである。同ポンプの開発の初期に、先ず1次危険回転数付近に自励振動が発生した。

この原因として、①運転中のマスアンバランスの増加、②液体水素のための軸系の減衰不足、③軸系の剛性不足、などが考えられた。これに対して、軸受けの支えをソフトマウント形式とし、この部分に摩擦ダンパ（材質SUS304）を組み込み、さらに軸系の剛性を高めた。この結果、1、2次の危険回転数を通過できた。しかし、図8に示すような、3次危険回転数付近に新たな自励振動が発生した。この自励振動の原因究明により、④運転中の2個の主羽根車の軸方向締め付け力の低下、⑤軸系の減衰力不足、などが判明した。これに対して主羽根車の

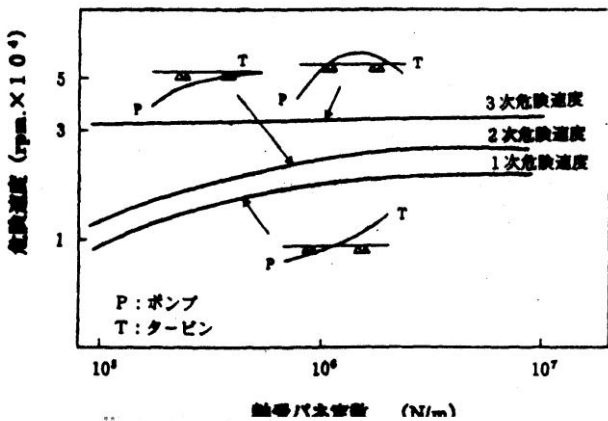


図7. ターボポンプの軸系振動モード（計算値）

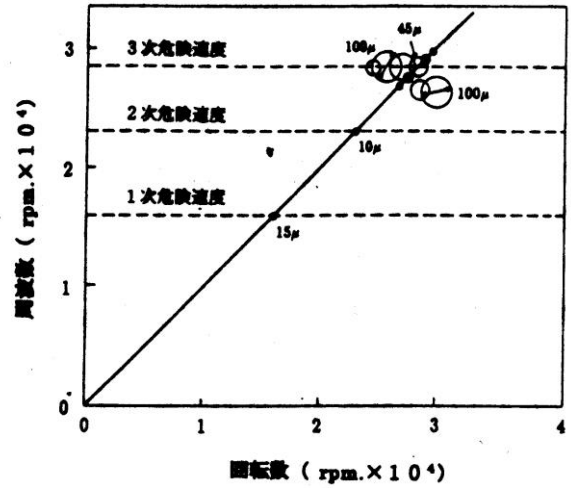


図8 自励振動の振幅

締め付け力の強化（スプラインからカービックカップリングへの変更、ソフトマウントのバネ定数の最適化、インデューサの大幅な軽量化（チタン合金への変更）、などの対策がほどこされた。結果は極めて良好で、その後、同ポンプには、この種の振動は問題にならなかった。

LE-7A 液体水素ポンプ（ターボポンプ）は、LE-7のものに比べて、タービンの駆動馬力が増えたことなどから、1次危険回転数付近に自励振動が発生した。理論解析を中心に原因究明がなされ、タービン翼先端の漏れに関係した振れまわり力が発生し、これが1次危険速回転数を励起したものと結論された。先述のフローティングリングシールにおける液体水素の注入角度を、図9のごとくに変更[5]し、フローティングリングシールを漏れる液体水素の旋回流を弱めた。この結果、自励振動が大幅に抑制された。

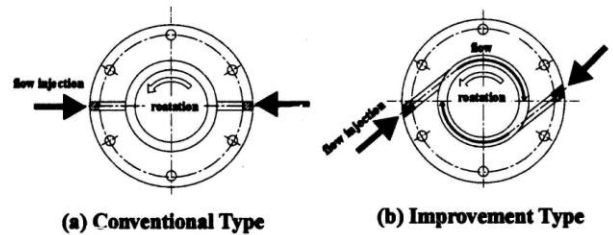


図9 フローティングリングシールへの液体水素の流入角度

(2) 液体水素ポンプインデューサの旋回失速

ロケットポンプのインデューサに発生するキャビテーションは、しばしば不安定な挙動を示し、ポンプのみならずやロケット推進系に悪影響を及ぼす。しかし、一般的には、液体水素については、キャビテーションに対す

る熱力学的効果や大きな圧縮性のために、水や液体酸素で発生するような不安定現象（例えば旋回キャビテーションやキャビテーションサージ）を抑制する傾向にある。しかし、LE-7A 液体水素ポンプインデューサに予想外の不安定現象が発生した。

現在運用中のH-2A ロケットのLE-7A液体水素ポンプは、LE-7 液体水素ポンプを若干改修している。この LE-7A 液体水素ポンプの設計点より若干流量の少ない運転において、ポンプ部品が破損する異常な軸振動が発生した[6]。

図10に、この異常現象発生時のインデューサの揚程係数と軸振動の振幅の関係を示した。インデューサの入圧力の低下（図10ではキャビテーションパラメータの低下）にともなって、突然、揚程が低下し、同時に軸振動の振幅が異常に大きくなっている。同時に取得した軸振動の3次元フーリエ解析の結果を図11に示す。回転同期と一次危険回転数に対応する軸振動の他に、図10の異常現象に対応した軸振動が、350Hz 付近に顕著に認められる。インデューサの揚程曲線（流量～揚程の関係）を詳細に調べた結果、前記の急激な揚程の落ち込みのた

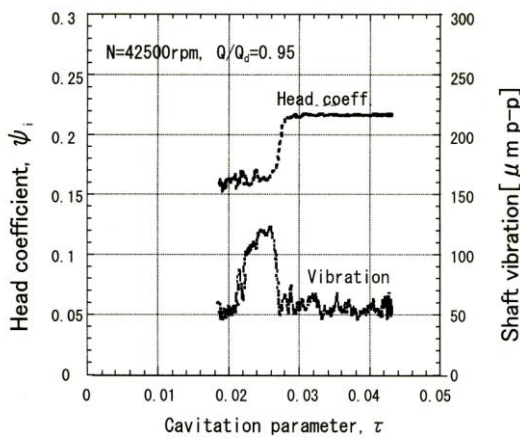


図10. インデューサの揚程変化と軸振動

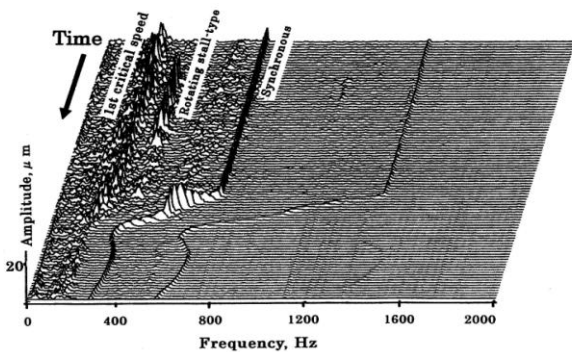


図11. 軸振動の3次元フーリエ解析

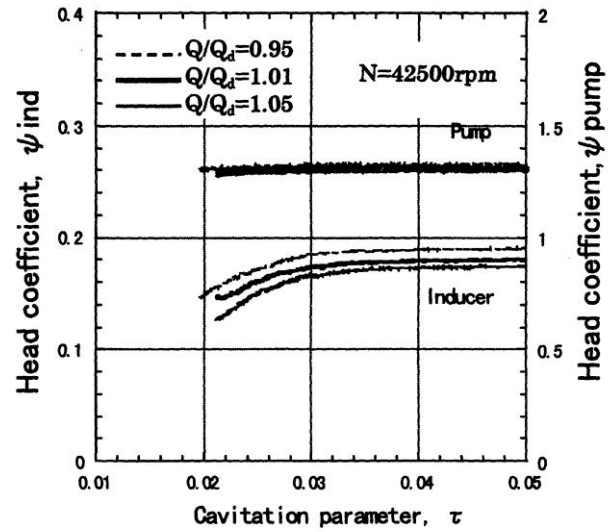


図12. 改良インデューサとポンプの吸い込み性能

め、インデューサの揚程曲線が不安定を起こす傾向を有していることが明らかになった。すなわち、回転数一定の条件で流量が増加すると、揚程が増加する領域が見出され、この特性により、インデューサに旋回失速現象が発生したものと結論された。LE-7A 液体水素ポンプインデューサの流量係数は、 $\Phi_{it} = 0.0672$ 、とかなり小さな値である上に、高速運転されたため、前記の現象が現れたものと推定された。インデューサの流量係数を、 $\Phi_{it} = 0.080$  に変更して、この異常現象を解決した。改良後の液体水素ポンプの吸込性能曲線を図12に示した。入口圧力が低下しても異常な揚程低下は発生していない。

別途作動流体を水として、インデューサの可視化試験を行い改良前後のキャビテーション発生状況が調べられた。その可視化試験における比較を図13に示した。改良前のインデューサの入口付近には大規模な逆流キャビテーションが発生していたが、改良後では、その逆流キ

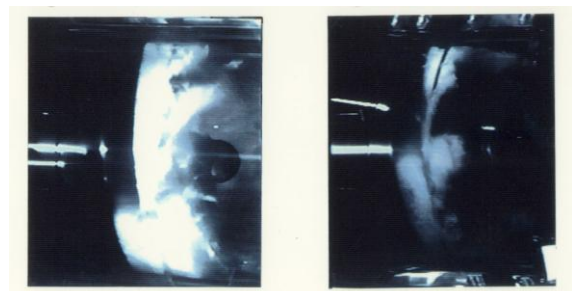


図13. 逆流キャビテーションの比較 (左: 改良前、右: 改良後)

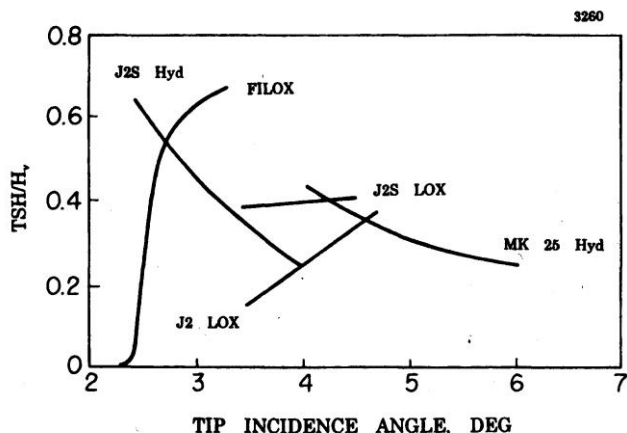


図1 4. 入口迎角のキャビテーションに対する熱力学的効果への影響

ャビテーションは大幅に抑制された。

図1 4は、米国の代表的ロケットエンジンのインデューサについて、キャビテーションに対する熱力学的効果と入口迎角の関係[7]を示している。TSHは、熱力学的効果による飽和蒸気圧の低下量であり、この分、インデューの必要吸込水頭を下げる可以降低。

J-2SHyd (J-2S エンジン液体水素ポンプインデューサ) について見れば、迎角の増加とともにTSHは直線的に減少している。このTSHの減少はインデューサのチップ付近の逆流によって引き起こされるものと説明されている。入口部の逆流により液体水素が沸騰し、一種の閉塞現象を生じるものと推測される。特に興味深いのは、液体水素におけるキャビテーションに対する熱力学的効果の傾向は、液体酸素と逆であるが、この点については、現在、明確にされていない。

## 6. おわりに

ロケットポンプの基本的技術は、一般産業用のポンプから発展したものであるが、圧縮性の大きく、低密度の液体水素ポンプについては、この傾向は、少し異なるようである。吐出圧力が高くなるのにもない、コンプレッサーの羽根車と見間違えるほど、主羽根車の出口角度を大きくとり、また、かなりの数の羽根数を採用する例がある。今後、水素エネルギー分野の発展は確実なものと思われるが、ロケットポンプで確立された技術が、高効率や耐久性が必須である民生用のポンプについても、参考になることを期待する。

## 参考文献

1. 上條謙二郎、平田邦夫;“ロケットを飛ばず”、オーム社 (日本機械学会テクノライフ選書)、1994.
2. 上條謙二郎、吉田誠、佐藤やす子、長尾隆治; ターボ機械 (ターボ機械) 協会誌、17-8、16-20(1989)
3. H.W. Douglass, et al., “Liquid Rocket Engine Centrifugal Flow Turbopumps”, NASA SP-8109,(1973)
4. 大田豊彦、福島幸夫、上條謙二郎; 日本航空宇宙学会誌、46-539、705-711(1998)
5. H. Motoi, A. Kitamura, N. Sakazume, M. Uchiumi, K. Saiki, O. Nozaki and T. Iwatsubo; Pro. MA ,Gdnks, Poland, 4-8, August, 2003
6. M. Uchiumi, K. Kamijo, K. Hirata, A. Konno, T. Hashimoto and S. Kobayashi; J. Propulsion and Power.19-3, 356-363(2003)
7. J. David and D. M. Williams; “Centrifugal Pump Design and performance-Chapter 8 Design and Performance of Rocket Engine Turbopump”, Concepts ETI, Inc.(1997)