

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

### 極低温流体中でインデューサに発生する キャビテーションの直接可視化 (その3 液体窒素中でのキャビテーションの可視化試験)

渡邊 光男, 永浦 克司, 長谷川 敏, 新井山 一樹  
吉田 義樹, 杉田 栄一郎

2010年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 極低温流体中でインデューサに発生する キャビテーションの直接可視化<sup>\*</sup> (その3 液体窒素中でのキャビテーションの可視化試験)

渡邊 光男<sup>\*1</sup>, 永浦 克司<sup>\*2</sup>, 長谷川 敏<sup>\*1</sup>, 新井山 一樹<sup>\*1</sup>,  
吉田 義樹<sup>\*1</sup>, 杉田 栄一郎<sup>\*3</sup>

## Direct Visualization for Cavitating Inducer in Cryogenic Flow<sup>\*</sup> (3rd Report : Visual Observations of Cavitation in Liquid Nitrogen)

Mitsuo WATANABE<sup>\*1</sup>, Katsuji NAGAURA<sup>\*2</sup>, Satoshi HASEGAWA<sup>\*1</sup>,  
Kazuki NIYAMA<sup>\*1</sup>, Yoshiki YOSHIDA<sup>\*1</sup> and Eiichiro SUGITA<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

Cavitation in cryogenic fluids, e.g., propellants of rocket engines, has a thermodynamic effect because of thermal imbalance around the cavity. The thermodynamic effect on cavitation is beneficial in that it improves cavitation performances due to the delay of cavity growth. In the present work, two experiments were conducted on a three-bladed cavitating inducer in which liquid nitrogen and cold water as working flow were used in order to confirm the thermal effects. Aspects of the cavitation in the inducer were observed by direct optical visualization both in liquid nitrogen and water. The bubbles of the tip vortex cavitation were very fine, and the thickness of the cavitation on the blade surface was very thin in liquid nitrogen compared with those in cold water. The growth of the cavity length along the blade was much suppressed as decrease the cavitation numbers in liquid nitrogen.

Key Words : Cryogenic Inducer, Flow Visualization, Cavitation, Thermodynamic Effect

### 1. 緒言

日本のロケットエンジンでは、液体水素及び液体酸素の極低温流体を推進剤としており、ターボポンプのインデューサには種々のキャビテーションが発生する。このキャビテーション現象の解明には、これまで水キャビテーションタンネルを用いた可視化観察が一般的な手法として国内外に於いて広く行われてきた。

一方、米国では NASA の Lewis Research Center が 1967 年に初めて液体水素中のインデューサキャビテーション

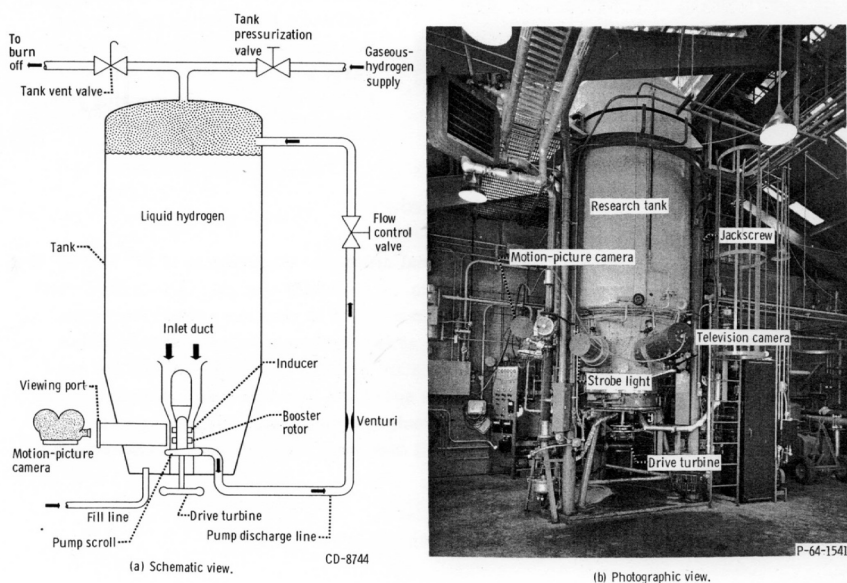
の可視化に成功したことを報告<sup>(1)</sup>をしている(図1参照)が、その後、極低温流体中でのインデューサに発生するキャビテーションの可視化観察の報告は見られない。NASA が公表している極低温キャビテーションは、我々が経験してきたキャビテーションの様相とは異なるものであったが、日本では極低温流体中でのインデューサに発生するキャビテーションの直接可視化の試みはこれまで幾度となく失敗し、長年に渡りこれを検証することができなかった。

\* 平成 22 年 2 月 4 日受付 (received 4 February, 2010)

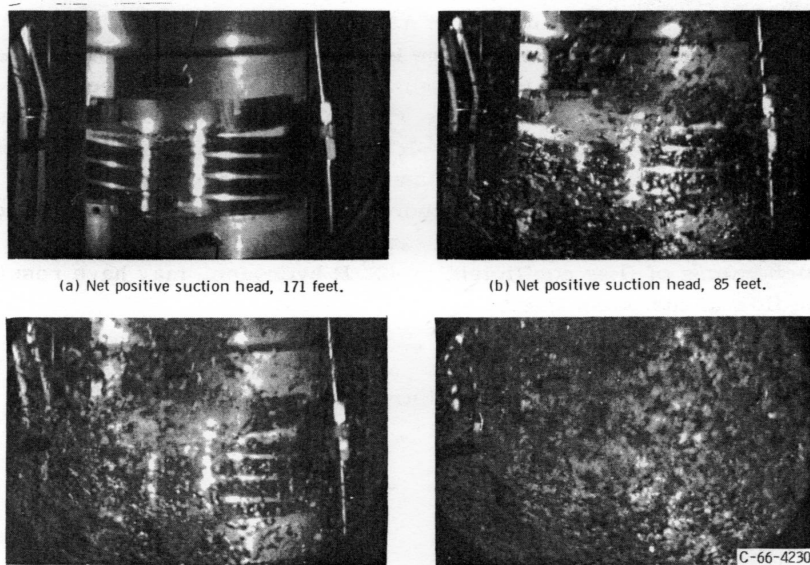
\*1 宇宙輸送ミッション本部, 宇宙輸送系推進技術研究開発センター (Space Transportation Propulsion Research and Development Center, Space Transportation Mission Directorate)

\*2 航空宇宙技術振興財団 (Foundation for Promotion of Japan Aerospace Technology)

\*3 ダイナックス(株) (Dynax Incorporated)



(a) Test facility.



(b) Photographs of inducer cavitation in liquid hydrogen.

Fig.1 Liquid-hydrogen pump test facility and inducer cavitation <sup>(1)</sup> (NASA Lewis Research Center)

JAXA では「直接見る」ことをテーマに、平成 19 年から透視管材料及びシールの選定、可視化装置の設計手法の確立を目指し極低温下での基礎的な実証試験<sup>(2)(3)</sup>を重ねてきた。すでに報告した「極低温流体中でインデューサに発生するキャビテーションの直接可視化（その 1：耐低温樹脂の特性検証試験結果）」<sup>(4)</sup>及び（その 2：極低温透視管の検証試験結果）<sup>(5)</sup>で得られた検証試験データを可視化装置の設計に反映して試作可視化装置を製作した。

この装置を極低温インデューサ試験機に組み込み、液体窒素を作動流体として、インデューサに発生する極低温キャビテーションの直接可視化観察を行い、極めて鮮明

な画像を取得することができたので、同一インデューサを用いた水キャビテーションと比較して報告する。

## 2. 記号

$N$  = インデューサ回転数

$\sigma$  = キャビテーション係数

$\sigma_0$  = キャビテーション係数基準値

$Q$  = 流量 (l/s)

$Q_d$  = 設計流量 (l/s)

### 3. 可視化装置

図2に試験に用いた可視化装置を示す。設計・試作及び予備試験はダイナックス(株)<sup>(6)</sup>が担当した。結露防止のため、透視部の液接側の内筒はポリカーボネート、大気側の外筒はアクリルとし中間層は真空断熱としている。また入口管(液接側)と外筒側に低温歪みを緩和するために伸縮管を設けている。極低温インデューサ試験機のケーシングは、INCONEL718とSUS材であるため、そのケーシングの一部を強度の劣るポリカーボネートに置き換えるための構造設計<sup>(5)</sup>にはかなりの工夫を要した。

ポリカーボネートの内径は、インデューサチップ径と低温縮みを考慮して $\phi 150\text{mm}$ とし、外径は $\phi 185\text{mm}$ とした<sup>(5)</sup>。また金属との接合部は、図3に示すように最

短設計が可能なネジ式を選択した。

一方、このポリカーボネートと金属配管の接続部のシールの選択が問題となった。現在入手できる極低温用シールは金属のシール面を対象として開発されたものは数多く存在しているが、今回のように柔らかな樹脂でしかも設計の目標耐圧圧力7MPaという高い圧力を封じるシールは皆無であった。そこで、図3右図に示すように低温歪み変形にも追従し、圧力に合わせてシール面圧を高める効果を持つスプリング荷重式のテフロンシールを採用することにした。しかし、唯一の欠点は外筒部が機械加工のテフロン材であるため、設計圧力は4MPaと低く、目標値には達していないことであった。しかし、テフロン外筒部の設計を見直し改良設計<sup>(5)</sup>することで、

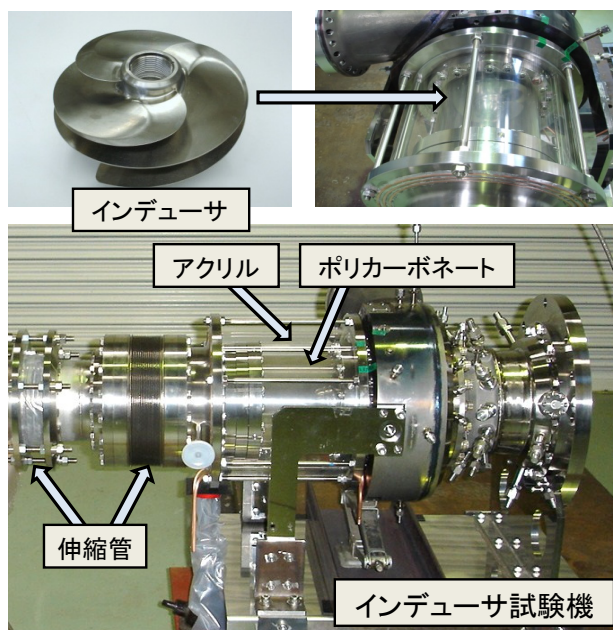


Fig.2 Test inducer and test apparatus

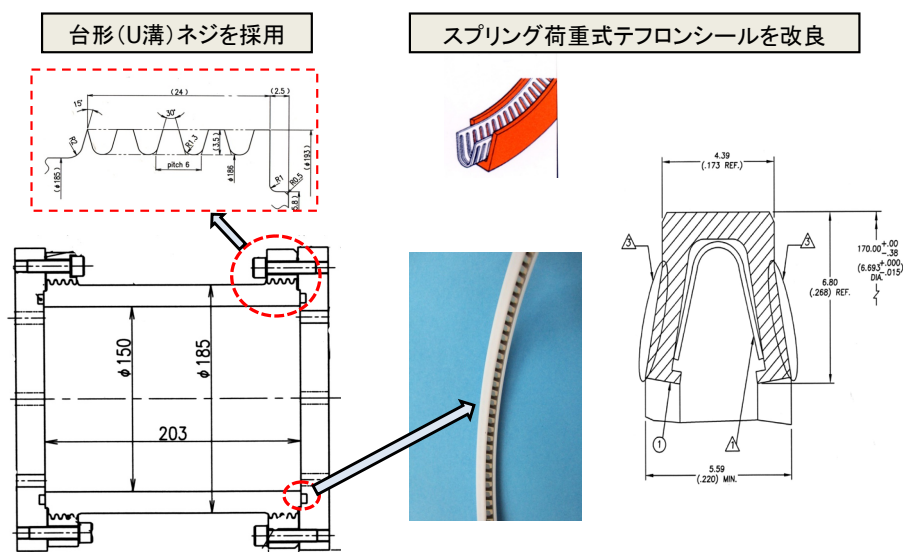


Fig.3 Polycarbonate casing and Spring seal assembly.

シール圧力を目標値に引き上げることが出来た。

初期型の標準的なネジ山を採用した試作品では、極低温環境下で 5.4MPa でネジ部から破裂<sup>(4)</sup>した。このときの破損状況を詳細に検討し、ネジ部に改良を加えることで設計目標圧力である 7MPa (図 4 参照) を達成することができた。ネジ形状は一山の強度を増し、さらに谷部に集中する応力を低減するため、特殊な台形ネジ (U 字溝型) とし、谷径をポリカーボネート外径よりも大きくしている<sup>(5)</sup>。

一方、ポリカーボネート樹脂の低温脆性の限界温度は一般的に  $-100^{\circ}\text{C}$  と云われているが、熱サイクル試験<sup>(5)</sup>の結果、かなり高い潜在能力を持つ素材であることが明らかとなっている。

#### 4. 試験設備

インデューサの可視化試験は図 5 に示す、角田宇宙センターの極低温インデューサ試験設備<sup>(7)</sup>で行った。設

備は  $20\text{m}^3$  の液体窒素ランタンクと  $16\text{m}^3$  のキャッチタンクで構成され、途中の配管は作動流体への入熱を防ぐために、可能な限り二重管構造の真空断熱管としている。また試験機の吸込み側と吐出側配管には熱収縮の緩和のために伸縮管が設けてある。流量は試験機の吐出側に設置してある流量制御弁で自動制御し、タービン流量計により計測する。極低温インデューサ試験機はスプライン軸、トルク計、増速歯車を介し  $1,400\text{kW}$  の電動機で駆動される。試験はあらかじめ設定された自動シーケンス (試験時間、回転数、流量、インデューサ入口圧力降下速度等を任意に設定できる) で行った。

図 6 には可視化装置をインデューサ試験機に組み付け、各種センサを取付けた状況を示す。インデューサ試験機では各部の圧力、温度、加速度、軸変位、変動圧力の計測を行った。

図 7 はインデューサ試験機の予冷中の様子を示す。試験を行うには、インデューサのガスのかみ込み、起動時

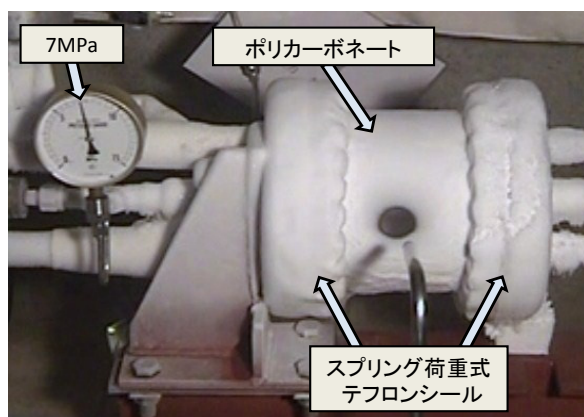


Fig.4 Pre-cooling test

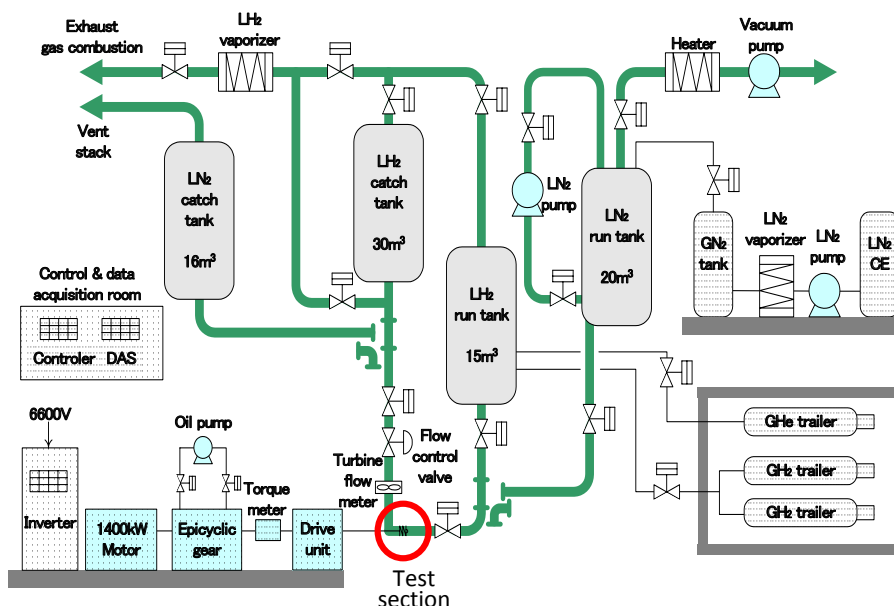


Fig.5 Schematic flow diagram of Cryogenic Inducer Test Facility<sup>(7)</sup>.

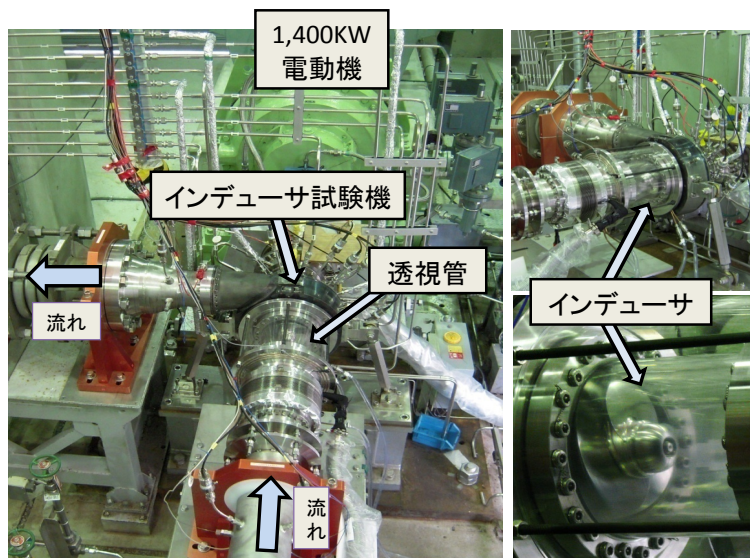


Fig.6 Test facility and test section.

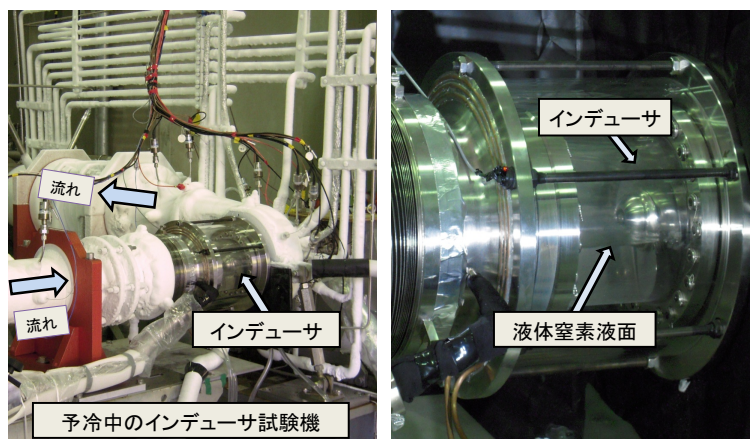


Fig.7 Cool down of test facility and inducer just before the test.

の急激な圧力変動（ウォーターハンマー）の防止のために、弁・設備配管および試験機を十分に冷却しなければならない。このため低温ガス予冷を約2時間、液による予冷を約2時間の合計4時間程度の予冷を行った。この予冷の手順は（その1）<sup>(4)</sup>、（その2）<sup>(5)</sup>の検証試験においても今回の試験を想定してポリカーボネート単体の予冷を行っており、何ら問題のないことが実証されている。

また、図7に示す様に予冷中の液体窒素の液位はインデューサの中心付近にあるが、真空断熱された透視管の中では沸騰することもなく、清水の流れを観察すると同様に極めて安定した流れとなっている。

## 5. 可視化試験

熱力学的効果の検証のため、液体窒素を作動流体としたマルチストロボ可視化試験を行った。回転数は、水キャビテーショントンネル可視化試験と同一回転数である

$N=6,000\text{rpm}$ とした。また流量は、流量比  $Q/Q_d=0.96$ ,  $Q/Q_d=0.98$ ,  $Q/Q_d=1.06$  の3流量とし、何れも吸込特性データの取得を目的とする試験を行った。

図8は、キャビテーション数が比較的大きい、 $\sigma/\sigma_0=1.5\sim 1.6$  付近の初生チップキャビティの様子と、同じく  $Q/Q_d=0.96$ ,  $Q/Q_d=0.98$ ,  $Q/Q_d=1.06$  の3流量の吸込低下を起こした  $\sigma/\sigma_0=0.1\sim 0.0$  付近の静止画像である。高キャビテーション数では、全流量域において翼端を起点にして周方向へ細い紐状のチップボルテックスキャビテーションが発生している様子が見て取れる。

また、図8の上段の画像に示す様に、低キャビテーション係数で発生しているキャビティは、微細で濃淡がほとんど無い高密度の気泡群であることがわかる。図8の中段および下段に示す様にノミナルから高流量域では、翼表面に沿って薄くかつ均一に成長するシートキャビテーションが存在していることがわかる。これらの直接可視化した画像から、極低温中では翼に発生するキャビテー

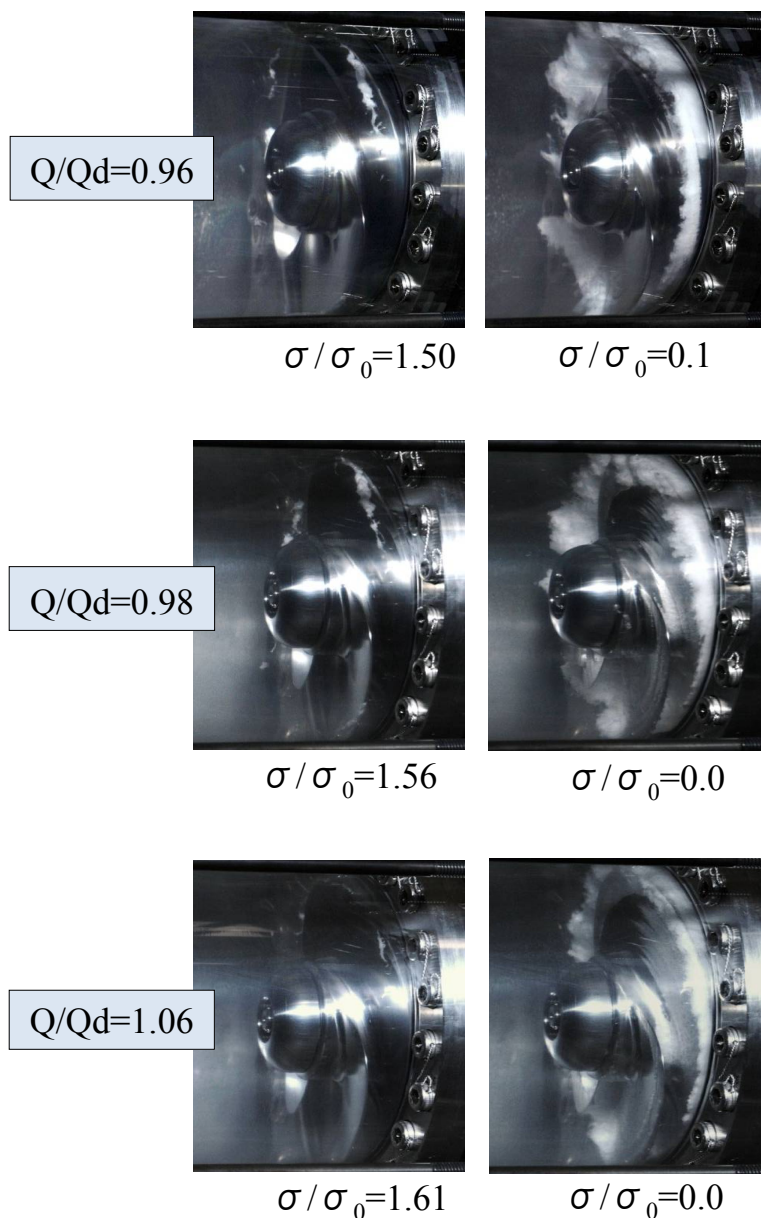


Fig.8 Cavitation patterns at 6000rpm in liquid nitrogen.  
( $Q/Q_d=0.96$ ,  $Q/Q_d=0.98$ ,  $Q/Q_d=1.06$ )

ション気泡は、成長が抑制されるだけでなく、乱れもかなり減少していることが示されている。

図9の二枚の画像に、液体窒素と脱気した常温純水を作動流体としたキャビテーションの様相を比較して示す。両試験とも、軸の回転に同期させたマルチストロボにより観察し、供試インデューサ及び回転数は同一である。また、低流量のためにインデューサチップ隙間から上流側に逆流領域が広がる条件となっており、キャビテーション数は比較的近い場合( $\sigma/\sigma_0=0.40\sim0.45$ )のキャビティの様子を示している。右図破線で囲む水試験で発生したキャビテーションでは、中核を成す密度の高い気泡群と、その周りを取り巻く淡い気泡群から構成されて

おり、そのためにキャビティの形状(長さ、面積)や消滅部分は必ずしも明確ではない。一方、左図破線囲み中の液体窒素中に発生したキャビテーションには濃淡は見られず、微細で密度の高い均一な単一気泡群で構成され、キャビティの初生から消滅に至るまで輪郭が明瞭であり形状を特定することは容易である。

水キャビテーションに現れる淡い気泡群が、極低温流体中で明確でなくなるのは、熱力学的効果<sup>(8)(9)</sup>が大きくなる極低温流体中では、中核となる密度の高い気泡群により周りの液が冷やされ、飽和蒸気圧が低下することで成長が抑制されているものと推察している。

図10は脱気した常温純水を作動流体として、 $Q$ /

$Q_d=0.94$ ,  $Q/Q_d=1.0$ ,  $Q/Q_d=1.06$  の3 流量について, キャビテーションの初生からインデューサが揚程低下を起こすまでの吸込試験の様子を, マルチストロボで撮影した画像である。水タンネル<sup>(10)(11)</sup> は閉ループの回流水槽となっており, 熱交換器により作動流体の水温はほぼ一定に保った。

画像は流量比によりキャビティの発生状況が異なる様子を示しており, 低流量ではキャビテーション数の低

下に伴い, キャビテーションの逆流領域はインデューサ上流側に広く分布している様子がわかる。図 10 に示したように, 全ての流量比に於いてキャビティの周りを形成する淡い気泡群の領域が存在し, その輪郭は明確ではない。さらに上流側には逆流渦キャビテーションも見られ, このような逆流域の広さや渦の方向については「直接見る」だけではなく, PIV による可視化<sup>(12)(13)</sup> も必要となる。

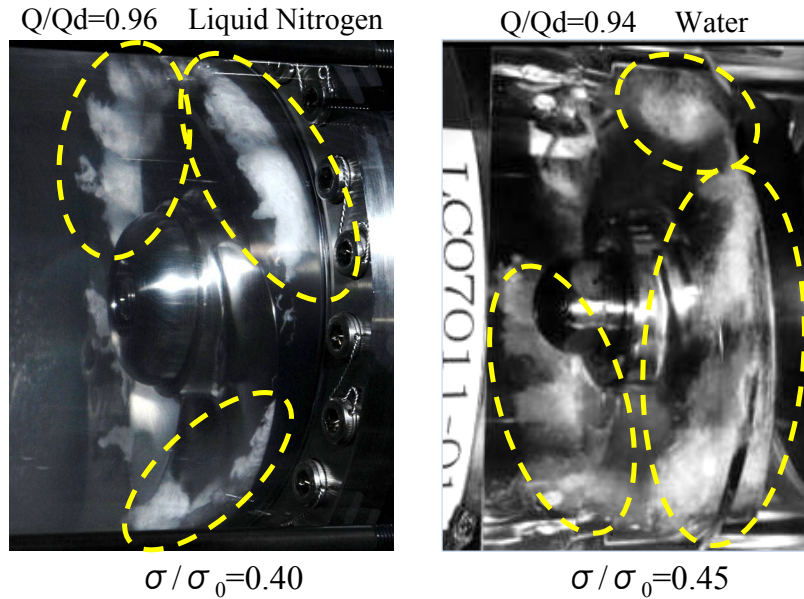


Fig.9 Comparison of cavitation patterns at 6000rpm between liquid nitrogen and water.

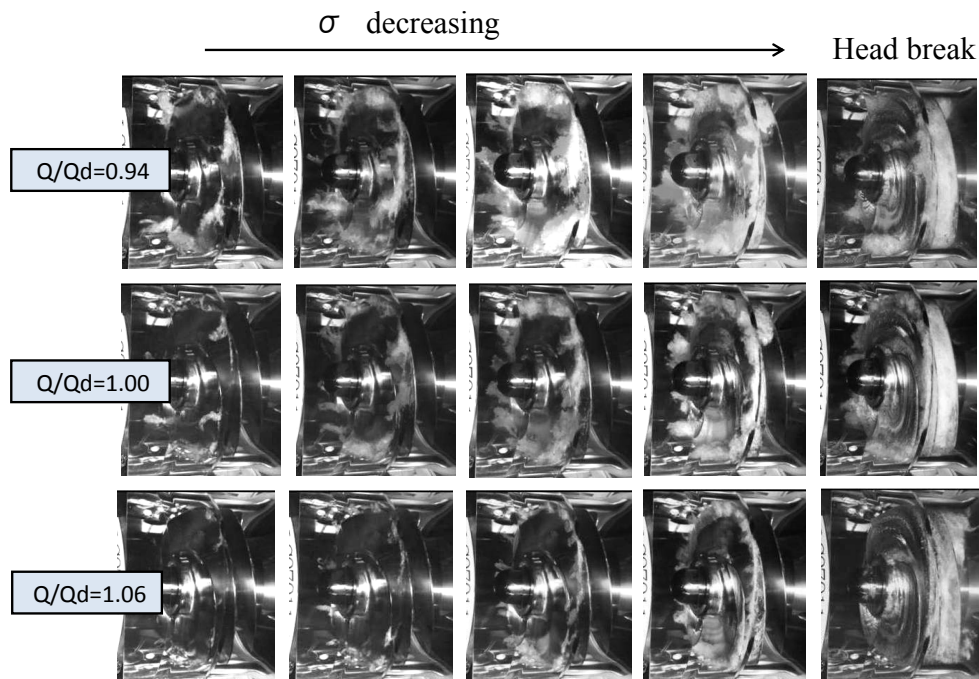


Fig.10 Cavitation patterns around the inducer at 6000rpm for  $Q/Q_d = 0.94, 1.00$  and  $1.06$  in water.

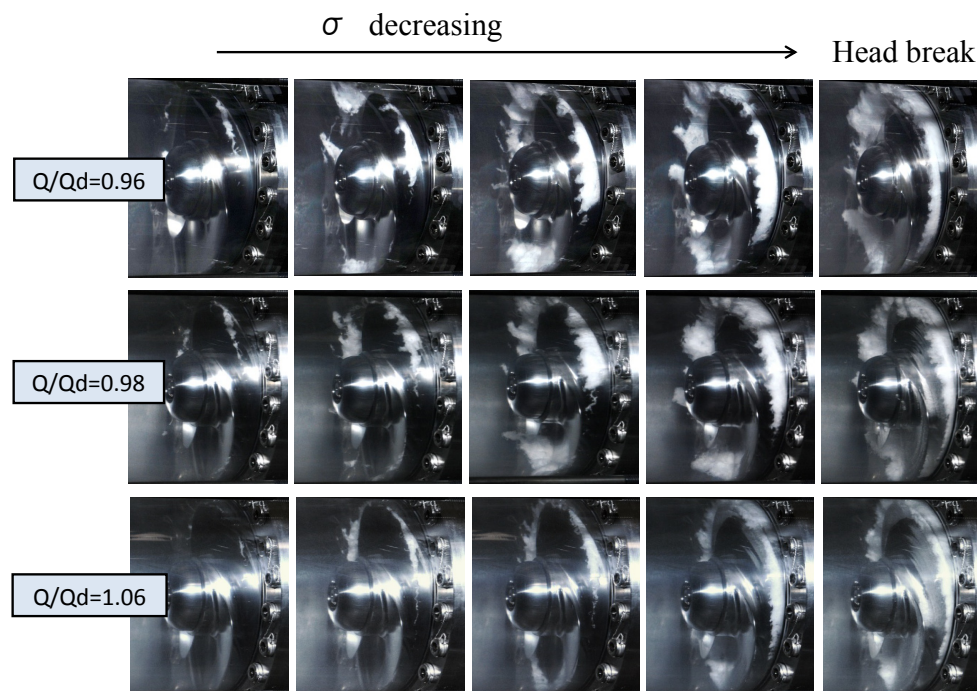


Fig.11 Cavitation patterns around the inducer at 6000rpm for  $Q/Q_d = 0.96, 0.98$  and  $1.06$  in liquid nitrogen.

一方、ノミナル値から高流量比の場合では、流量が多いほどキャビティの発生状況から判断して逆流領域は小さく、翼近傍に張り付くようなキャビティとなっている。しかし、低流量比の場合のキャビティほど明確ではないが、高密度の気泡群と低密度の気泡群の両域が混在して不安定な気泡群を構成している。高流量比では翼面に沿って発生するシートキャビテーションも見られるが、ここで翼面に成長しているキャビティは、厚みも不均一でかつ成長も不連続であり「安定した薄く均一なキャビテーション」とは言い難いものである。また全ての流量条件で、あるキャビテーション数から急激にキャビティが延伸し、揚程低下を起こす様子が見て取れる。

図 11 は、液体窒素中のインデューサに発生するキャビテーションを示す。 $Q/Q_d=0.96$ ,  $Q/Q_d=0.98$ ,  $Q/Q_d=1.06$  の 3 流量について、インデューサが揚程低下を起こすまで吸込み圧力を徐々に低下させた画像である。水キャビテーションとの決定的な違いは、図 9 でも述べたように、低流量比から高流量比まで全てのキャビテーション気泡群に濃淡が見られないことである。この気泡は、微細で密度が高かつ均一な気泡群で構成され、全ての流量、全てのキャビテーション数で観察されたキャビティ形状の輪郭は極めて明確である。また、翼表面に生じるシートキャビテーションも薄く均一であり、その成長過程も明確に分かるものであった。さらに低キャビテーション数におけるキャビテーションは、急激に成長し延伸する水キャビテーションの場合とは異なり、キャ

ビテーション数に対して緩やかな成長を見せている。

図 1 に示した、1967 年に NASA において行われた液体水素中のキャビテーション可視化では、かなり大きな径の気泡が透視管壁内面を流れており、NPSH の低下と共にインデューサ内部の目視が不能となっている<sup>(1)</sup>。この現象から推察すると、インデューサのチップ隙間は、接触防止のためかなり大きく設計されている可能性が考えられ、インデューサ翼に生じるキャビテーションも実機のターボポンプの状況とは異なるものと思われる。

一方、今回 JAXA において行ったインデューサの直接可視化により得られた画像は、NASA の報告にある気泡とは異なり、また翼面状のキャビテーションも鮮明に捉えており、水試験のキャビティと比較することにより、極低温液体の熱力学的効果を裏付ける十分なデータと考えている。

## 6. まとめ

液体窒素を作動流体とした、インデューサ翼に発生する極低温キャビテーションの直接可視化を行うことができた。

これまで極低温液体中では、熱力学的効果が大きくなることがこれまで論じられてきたが、インデューサに発生するキャビテーション気泡の形態と熱力学的効果の関係は未だ推論の域にあった。今回、極低温流体中での直接可視化が成功したことにより、極低温中のキャビテーション気泡は、脱気した常温水に生じるキャビテーショ

ン気泡と比べて気泡成長が抑制されていることが明らかとなった。このことから熱力学的効果によるキャビティの成長の抑制が、インデューサの吸込特性を向上させていることを明らかにできたものと考えている。

## 7. 参考文献

- (1)Ball,C.L.,Meng,P.R.,Reed,L.,” Cavitation Performance of 84 deg Helical Pump Inducer Operated in 37 deg and 42 deg R Liquid Hydrogen” NASA, TMX-1360,(1967).
- (2) 渡邊光男, 永浦克司, 長谷川敏, 橋本知之, 島垣満, 田村努, 吉田義樹, 杉田栄一郎, “極低温流体のキャビテーション直接可視化に向けて”, 可視化情報学会全国講演会論文集, Suppl.No.2,(2008.11)
- (3) 渡邊光男, “極低温流体のキャビテーションを直接可視化する技術”, 高圧ガス, 5月号, Vol.46, (2009.5), 28
- (4) 渡邊光男, 長谷川敏, 島垣満, 吉田義樹, 永浦克司, 杉田栄一郎, “極低温流体中でインデューサに発生するキャビテーションの直接可視化(その1 耐低温樹脂の特性検証試験結果)”, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-09-008, (2010)
- (5) 渡邊光男, 長谷川敏, 島垣満, 吉田義樹, 永浦克司, 杉田栄一郎, “極低温流体中でインデューサに発生するキャビテーションの直接可視化(その2 極低温透視管の検証試験結果)”, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-09-009, (2010)
- (6) ダイナックス(株) ホームページ,  
<http://www.dynax-jpn.com>
- (7) 吉田義樹, 渡邊光男, 長谷川敏, 橋本知之, 島垣満, 山田仁, 志村隆, “JAXA 極低温インデューサ試験施設”, 宇宙航空研究開発機構報告, JAXA-RR-05-042, (2006.3).
- (8)Yoshida,Y., Kikuta,K., Hasegawa,S., Simagaki,M., Tokumatsu,T.,” Thermodynamic Effect on a Cavitating Inducer in Liquid Nitrogen” ASME,Journal of Fluids Engineering, Vol.129,(2007.3),273
- (9) 吉田義樹, 菊田研吾, 渡邊光男, 橋本知之, 永浦克司, 大平勝秀, “熱力学的効果がインデューサの吸込性能とキャビテーション不安定に与える影響”, 日本機械学会論文集(B編), 73巻 725号, (2007.1), 14
- (10)Kamijo,K.,Shimura,T.,Watanabe,M.,” An Experimental Investingation of Cavitating Inducer Instability” ASME Paper,77-WA/FE-14,(1977).
- (11)Watanabe,M., Satoshi,H., Hashimoto,T., Yamada,H., Komatsu,T., Kamijo,K.,” Observation of Unstable Cavitation Phenomena in Rocket Turbopump Inducer” ISROMAC-8,Hawaii,(2000.3),194
- (12)Shimagaki,M., Watanabe,M., Hashimoto,T., Hasegawa,S., Yoshida,Y., Nagaura,K.,” Observation of Rocket Engine Turbopump Inducer Internal Flow with PIV” 7th International Symposium Particle Image Velocimetry 2007, Rome,(2007.9).
- (13) 島垣満, 橋本知之, 渡邊光男, 長谷川敏, 吉田義樹, 永浦克司, “インデューサ入口に生じる予旋回流れと逆流渦の可視化観察”, 日本機械学会 2008 年次大会講演論文集 (2), No.08-1,(2008.8),87