

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

インデューサに発生する極低温キャビテーションの 可視化による検証

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

2011年6月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

インデューサに発生する極低温キャビテーションの可視化による検証*

渡邊 光男^{*1}, 長谷川 敏^{*1}, 新井山 一樹^{*1}, 吉田 義樹^{*1}
永浦 克司^{*2}, 杉田 栄一郎^{*3}

A Visual Observation of Cavitating Inducer in Cryogenic Flow^{*}

Mitsuo WATANABE^{*1}, Satoshi HASEGAWA^{*1}, Kazuki NIIYAMA^{*1}, Yoshiki YOSHIDA^{*1},
Katsuji NAGaura^{*2} and Eiichiro SUGITA^{*3}

概 要

世界で二例目となる極低温キャビテーションの直接可視化に成功したことで、水キャビテーションとはキャビティの形態が全く異なることが明らかとなった。これまで理論的に進められてきた極低温流体の熱力学的効果は、「直接見る」ことによりキャビティの抑制が吸込性能を向上させていることが検証された。また低流量域を高速度撮影による可視化を行った結果、キャビティの量的な変化をもたらす変性領域が存在することが確認された。

Keywords : Cryogenic Inducer, Flow Visualization, Cavitation, Thermodynamic Effect

1. 緒言

ロケット用ターボポンプ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⁽¹⁾をしているが、その後に極低温流体を用いたインデューサの可視化観察の報告は見られない。

日本では1970年代後半から、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を試みてきたが、幾度となく失敗し長年に渡り「直接観察する」ことはできなかった。

JAXAでは「直接見る」ことをテーマに、2007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^{(2), (3)}を重ねてきた。その結果、2009年には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、水キャビテーションとの比較において熱力学的効果の検証を行った。

また、将来の再使用型エンジンの研究では、液酸ターボポンプで $Q/Q_d=0.5$ 程度までの出力調整が提案されているが、これまでは低流量域の試験はあまり行われてはいない。

そのため、2010年にはインデューサケーシングを実機相当の形状として、インデューサに発生する低流量キャビテーションの高速度撮影を行い、可視化の見地から現象の解明を行った。

2. 記号

N = インデューサ回転数 (rpm)
 σ = キャビテーション係数
 σ_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)
 Ψ = 揚程係数
 Ψ_n = 揚程係数基準値

* 平成23年3月1日受付 (Received 1 March 2011)

*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 of 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)

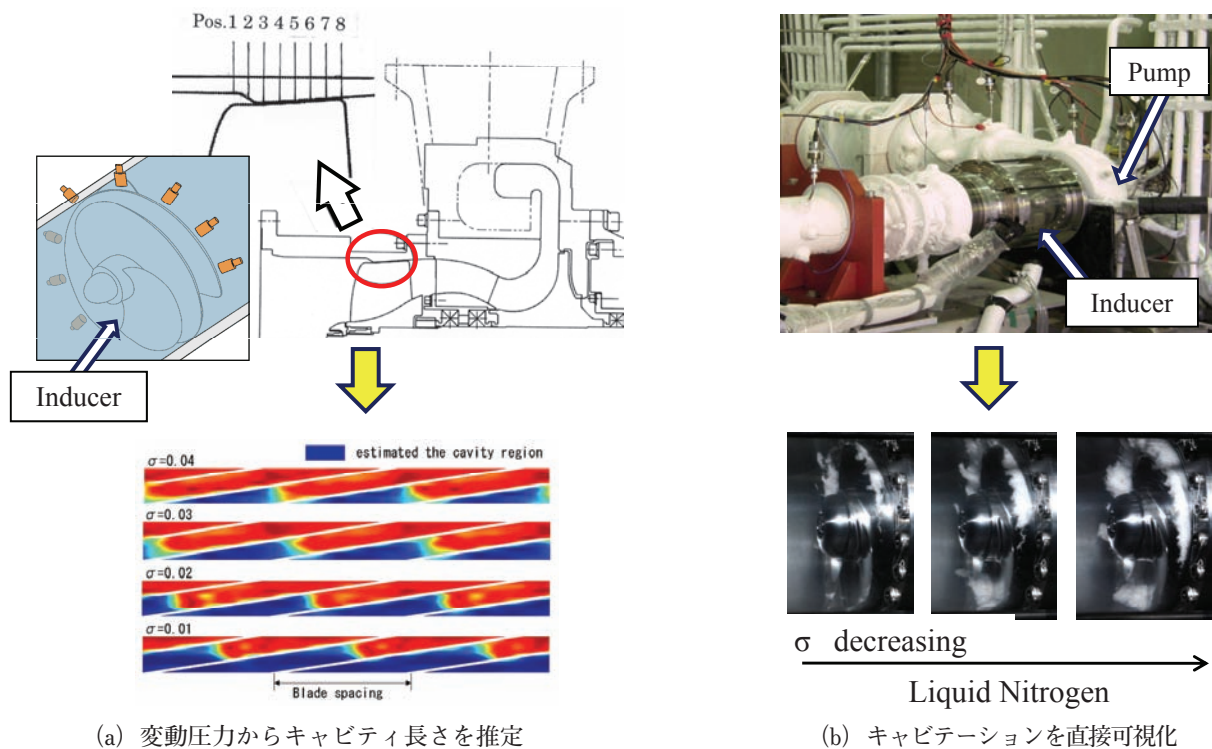


図1 極低温インデューサの内部流れの可視化

3. 極低温流体の内部流れの可視化には

JAXAではターボポンプインデューサの内部流れを可視化するために、図1-(a)、(b)の二つの方法を試みてきた。圧力の変動からキャビティ長さを推定する方法^{(4)、(5)}と「直接見る」^{(6)、(7)}方法である。

図1-(a)にはこれまで極低温インデューサ試験設備(CITF)で行われてきた、変動圧力からキャビティの長

さを推定する方法を示す。インデューサの翼端に沿って8個の変動圧力センサを取り付けている。翼間の赤は圧力が確保されている領域を示し、青はキャビティの発生している領域を示している。キャビテーション数の低下と共にキャビティの領域が翼間深く入り込む様子が見て取れる。

一方、直接可視化する試みはこれまで幾度となく失敗し、極低温流体中のキャビテーションの様相を明らかにすることはできなかった。図1-(b)はJAXAが2009年にインデューサの直接可視化に成功した画像を示す。この極低温キャビテーションの直接可視化は、極低温における熱力学的効果を検証するに十分な成果と考える。

4. 可視化装置

図2 に試験に用いた可視化装置を示す。試作及び予備試験はダイナックス(株)⁽⁸⁾で行った。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。

図3に示した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、図中で黒塗りのケーシングを、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にはかなりの工夫を要した。

これまで可視化に挑戦したLE-5、LE-7ターボポンプの研究での失敗は、液接側に使用する樹脂の低温特性を必ずしも把握したとはいえない状態で使用したことであ

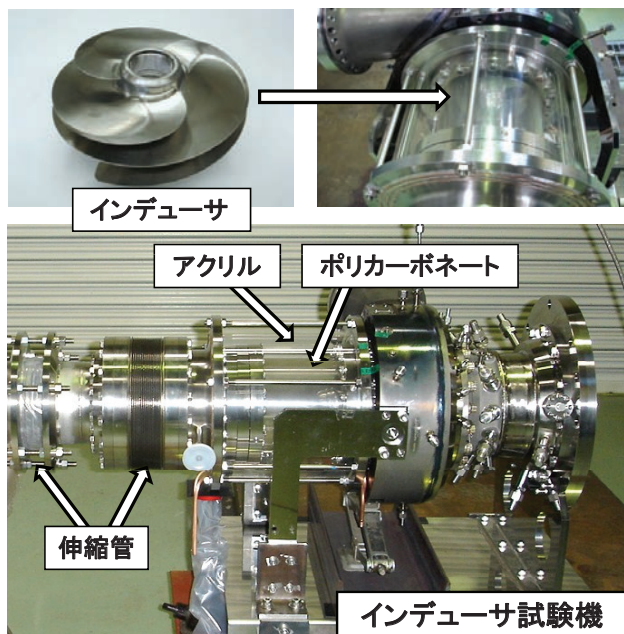


図2 極低温インデューサの可視化装置

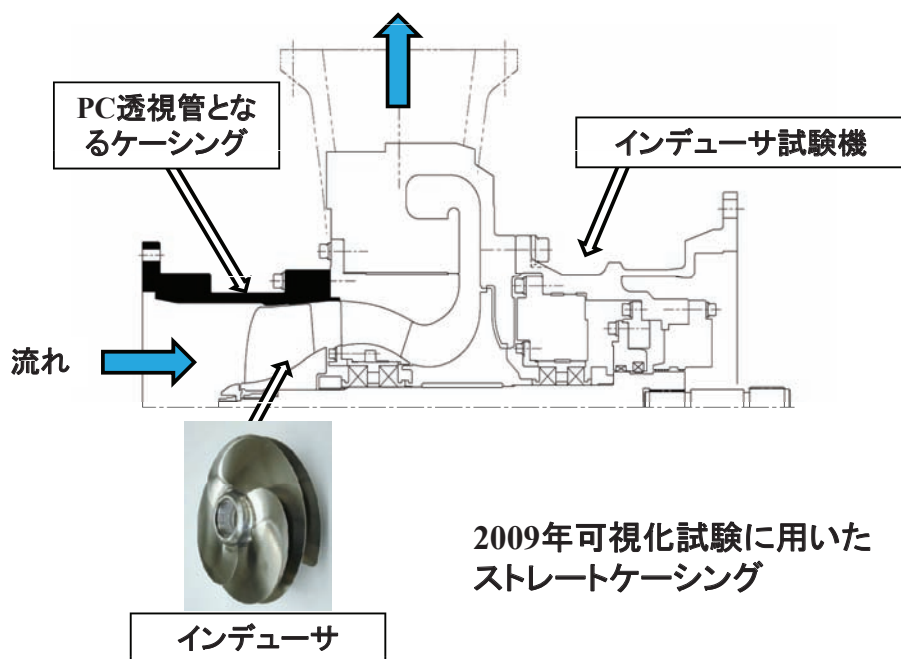


図3 極低温インデューサ試験機の概要

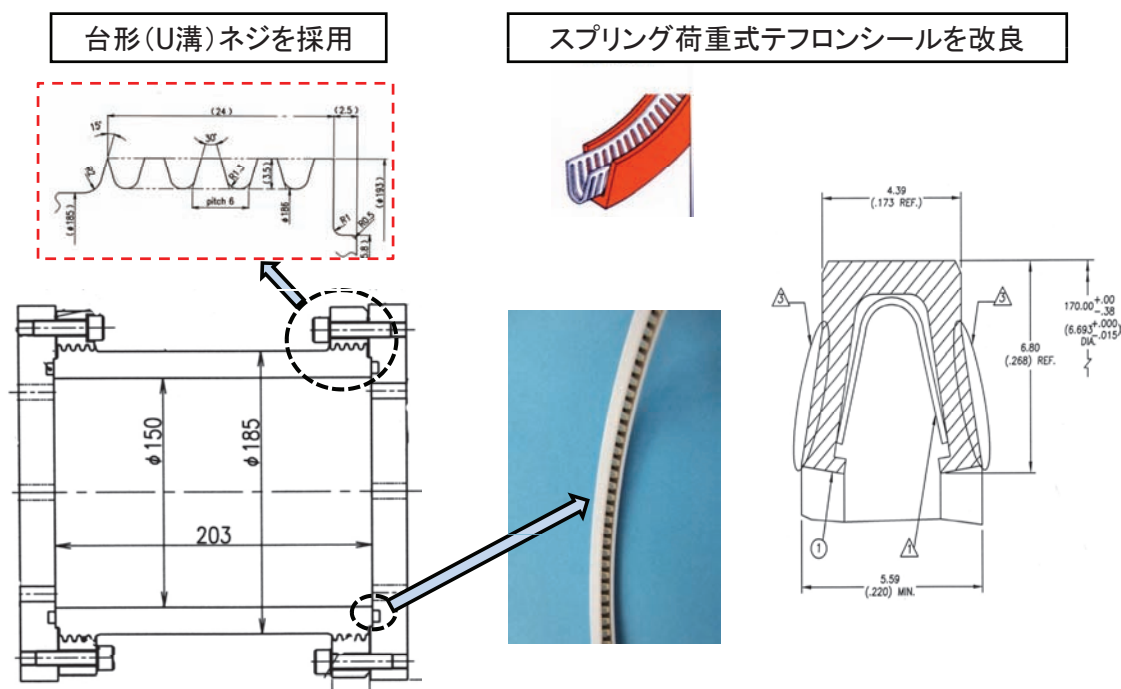


図4 試作ポリカーボネートとシールの概要

る。これまでの教訓を糧に、2007年～2008年に掛けて樹脂及びシールの低温特性試験^{(9), (10)}を行い、十分なデータを取得して設計に反映させた。

ポリカーボネートの内径は、低温強度と低温収縮を考慮してφ150mmのストレート形状とし、外径は観察時のチップ近傍のゆがみをできるだけ抑えるためφ185mmとして低温強度の検証を行った。

また、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するが、柔

らかな樹脂でしかも設計目標の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4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テフロンシールを採用することにした。しかし、本シールの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、従来の設計による最高使用圧力は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するこ



図5 極低温インデューサ試験設備（CITF）の鳥瞰図

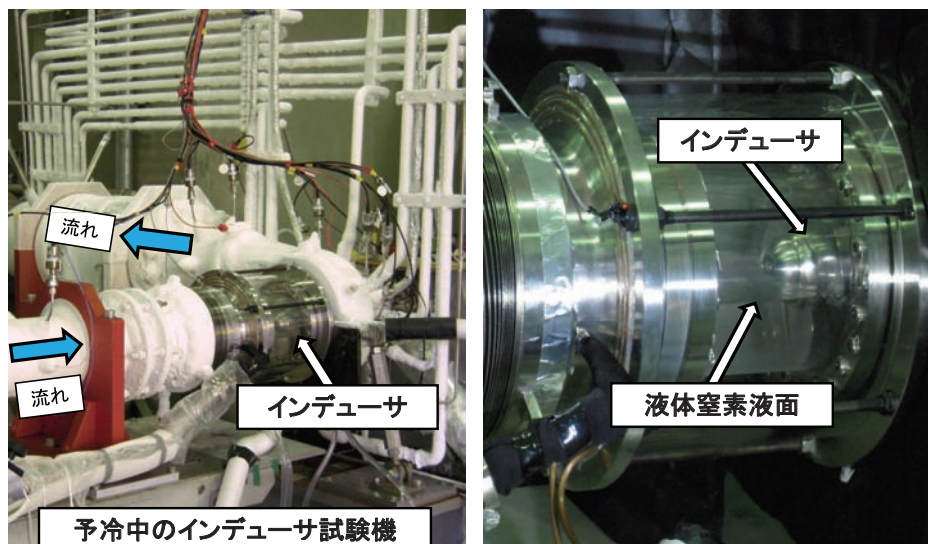


図6 試験前予冷中の可視化装置と試験機

とで、シール圧力を目標値に引き上げることが出来た。

一方、ポリカーボネートの低温脆性の限界温度は173Kと云われており、標準的なネジ山の試作品では極低温で約5MPaでネジ部から一瞬に破壊した。このときの破壊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値である7MPa⁽¹⁰⁾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（図4左図参照）。

5. 試験設備

試験は図5に示した、角田宇宙センターの極低温インデューサ試験設備（CITF）⁽¹¹⁾で行った。設備は20m³の

液体窒素ランタンクと16m³のキャッチタンクで構成され、流量は試験機の吐出側に設置してある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1,400kW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）で行うことができる。

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外観を示す。インデューサ試験機では各部の圧力、温度、加速度、軸変位、変動圧力の計測が行える。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。

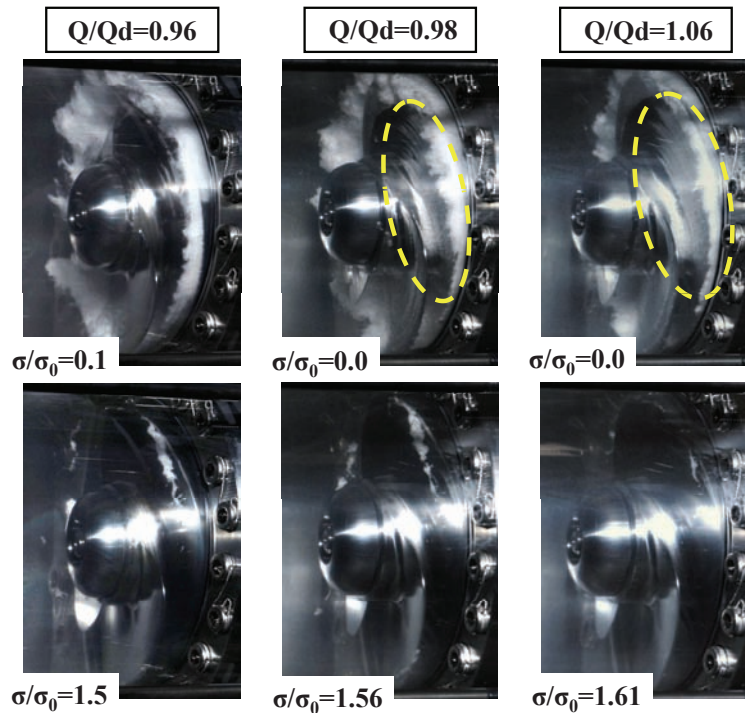


図7 液体窒素中のキャビテーション

6. 可視化試験

6. 1. 水と極低温キャビテーションの比較

熱力学的効果の検証のため、液体窒素（80K）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タ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を取得する試験を行った。

図7に、中央にノミナル流量を、左列に低流量、右列に高流量側の静止画像を示す。

下段に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を、上段には揚程低下を起こした $\sigma/\sigma_0=0.1 \sim 0.0$ 付近の静止画像を示す。下段の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翼端漏れ渦型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7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明らかである。図の中央と右側の破線で囲んだ部分に示すように、ノミナルから高流量域では翼負圧面に沿って薄くかつ均一成長するシートキャビテーションの様子も観察された。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わかる。

図8には、液体窒素と脱気した常温純水を作動流体と

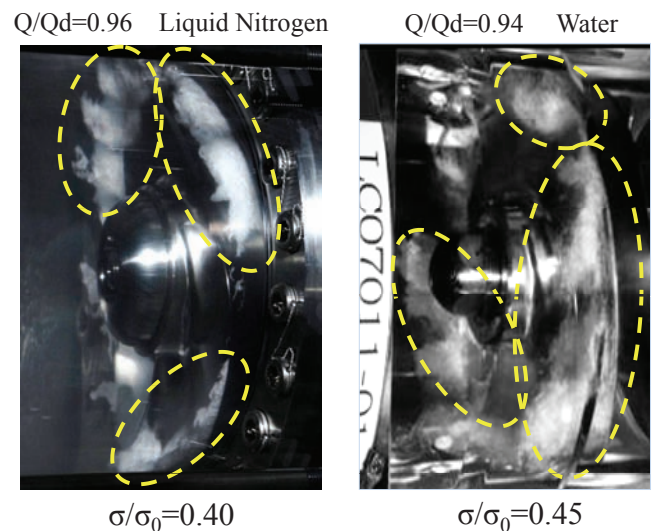


図8 液体窒素と水キャビテーションの比較

した水キャビテーション^{(12), (13)}の様相を比較して示す。これらの場合、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にあり、キャビテーション数が比較的近い場合 ($\sigma/\sigma_0=0.40 \sim 0.45$) 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では濃淡は見られず、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。

熱力学的効果^{(14), (15)}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力が低下する。このため水に見られる淡い気泡群は、極低温流体中では抑制されて観察されないと推察している。

図9に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/Qd=0.96, Q/Qd=0.98, Q/Qd=1.06の3流量条件について、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7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。この気泡は全ての流量、全てのキャビテーション数で観察された微細で密度が高くかつ均一な気泡群で構成され、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、その成長過程も良く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、入口圧力の低下と共に緩やかな成長を見せている。

図10は、可視化試験を行った液体窒素および水試験に

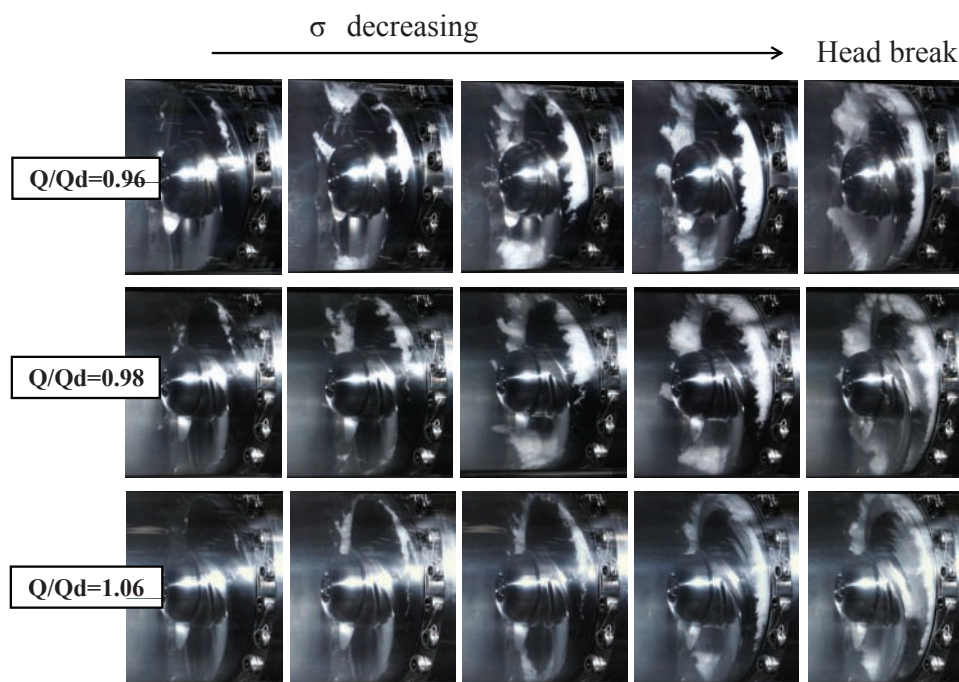


図9 3流量条件の液体窒素中のキャビテーション

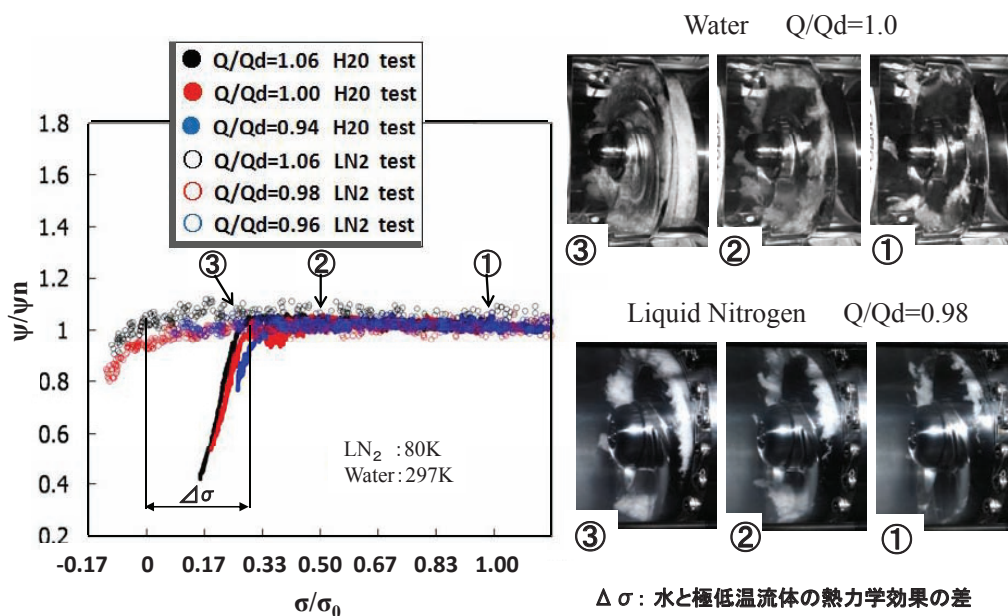


図10 液体窒素と水の吸込性能とキャビテーションの比較

よる3流量条件での吸込性能曲線を示す。図中の番号の矢印は、画像①、②、③を取得した付近を示している。水試験③では翼後端までキャビティは達しており、この後急激な揚程の低下を示している。

一方、液体窒素中では③の位置でも翼後部において揚程が確保されていることは、画像に見られる翼端からの逆流領域の存在からも明らかであり、 $\sigma/\sigma_0=0.0$ 付近まで揚程の落ち込みは見られない。したがって、水と液体窒素の揚程低下点における差 $\Delta\sigma$ は、液体窒素の熱力学的効果の大きさを表していると考えられる。

図9の静止画像で明らかになったように、極低温液体に発生するキャビテーションは、微細かつ均一化された気泡に抑制されている。この抑制効果により、揚程の低

下をもたらすキャビティの成長は、より低いキャビテーション数へと遷移したものと考えられる。

6. 2. 低流量域の高速度撮影による可視化観察

本試験に用いたインデューサは、6.1項の可視化試験と同一インデューサであり、インデューサライナに相当する可視化部のポリカーボネートの内径及び形状は、LE-7A ターボポンプと同形状の段差付きとした。その様子を図11に示す。

作動流体は液体窒素（78.5K）を用い、試験回転数は $N=6,000\text{rpm}$ とした。高速度ビデオの撮影速度は $15,000\text{コマ/秒}$ 、撮影は各流量比とも全て同一条件で行っている。また流量は、6.1項の可視化試験のうち最も低流量条

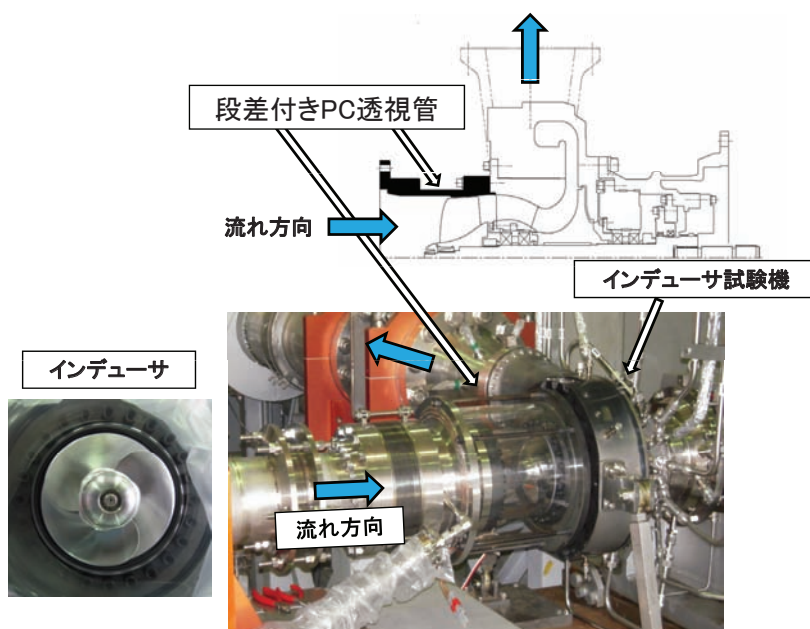


図11 段差付きポリカーボネートと可視化装置組立

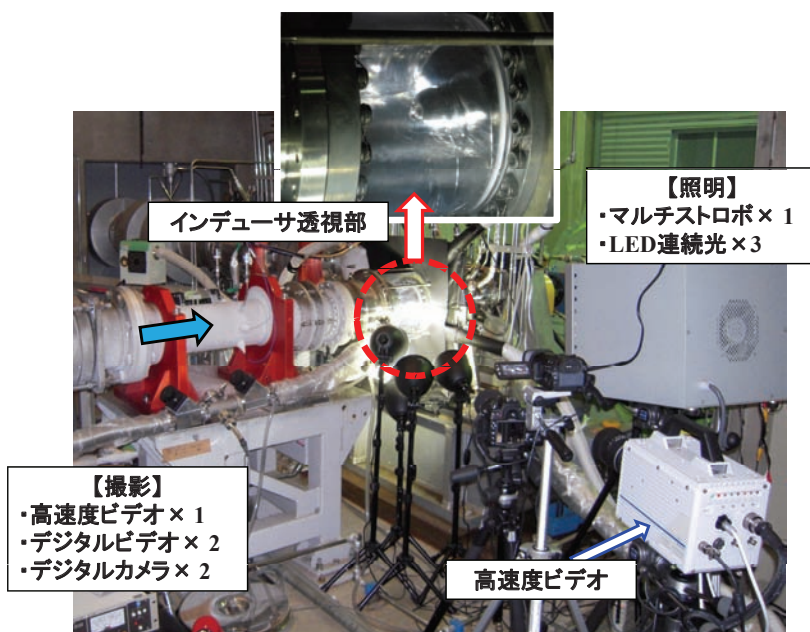


図12 極低温インデューサ低流量試験

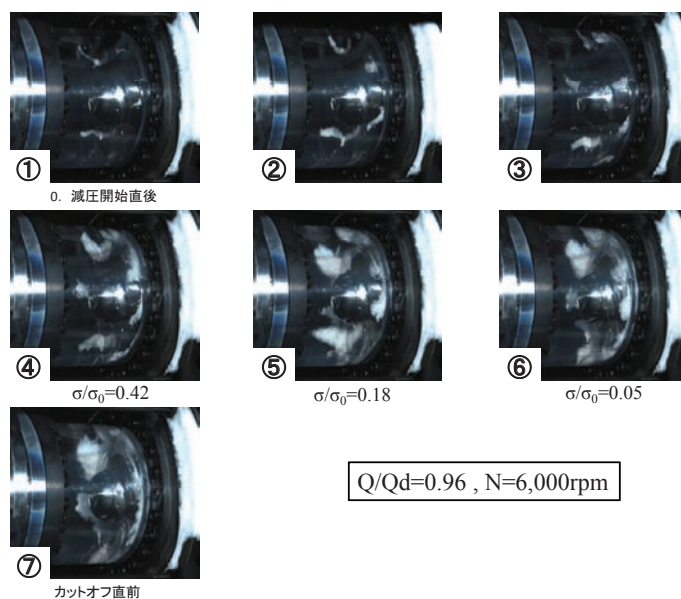


図13 極低温インデューサのキャビテーション

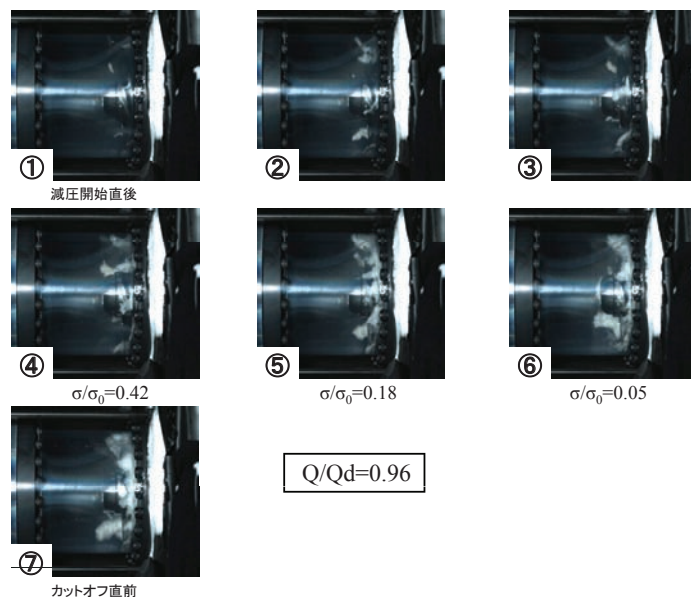


図14 極低温インデューサのキャビテーション

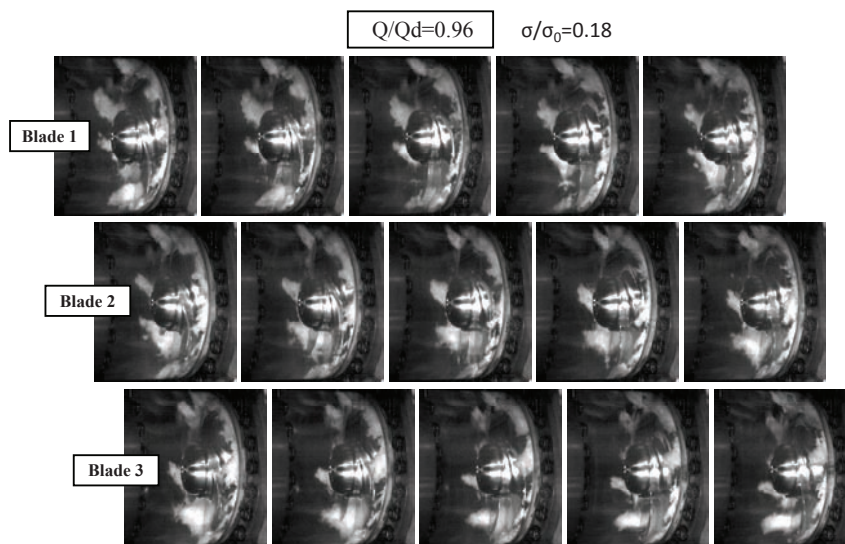


図15 極低温インデューサの高速度画像

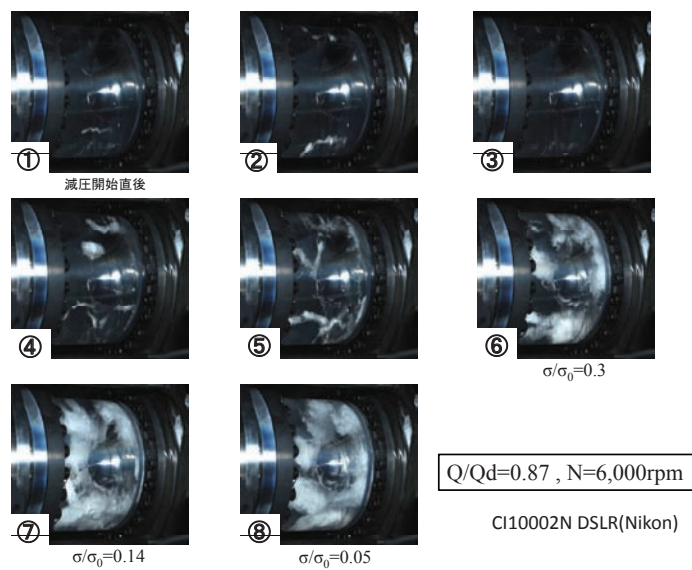


図16 極低温インデューサのキャビテーション

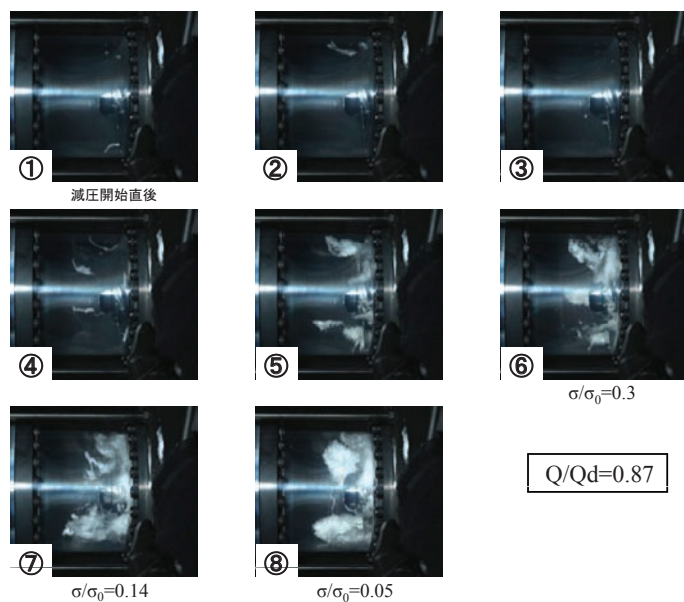


図17 極低温インデューサのキャビテーション

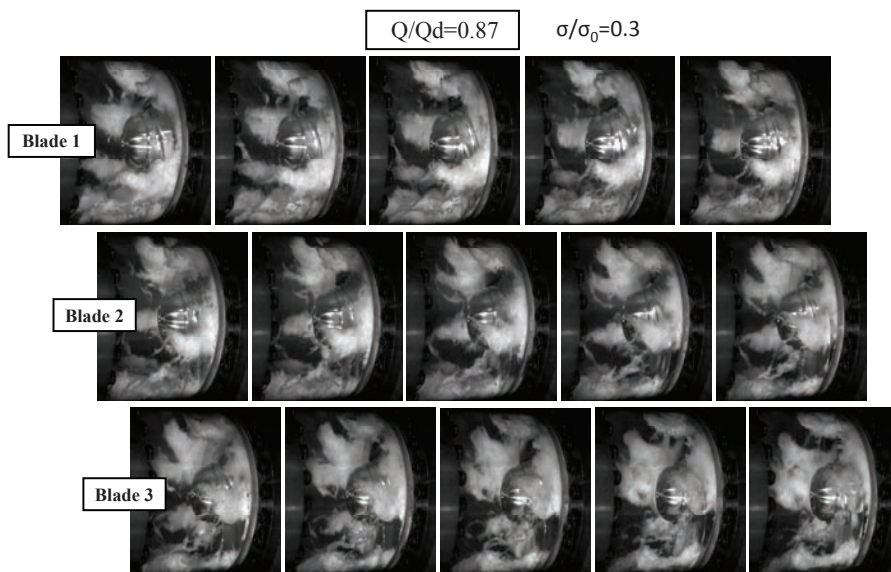


図18 極低温インデューサの高速度画像

件である $Q/Q_d=0.96$ から $Q/Q_d=0.87$, $Q/Q_d=0.78$, $Q/Q_d=0.68$ と段階的に低下させた4条件で行い, 高速度ビデオ (1台), デジタルカメラ (2台), デジタルビデオ (2台) による極低温キャビテーションの撮影を行った。高速度ビデオの照明にはLED連続光を4台, またデジタルカメラ, ビデオの照明及び試験の監視モニタ用に回転同期させたマルチストロボを1台用いた (図12)。

図13, 図14に $Q/Q_d=0.96$ におけるキャビテーションの発生状況を示す。図13は斜め前方, 図14はインデューサの真横からデジタルカメラ (DSLR) 撮影したもので, マルチストロボに回転同期させて静止画像として, インデューサ入口側へのキャビティの逆流長さを観察した。図中の番号は, ①→⑦に向かってインデューサが揚程低下を起こすまで徐々にランタンク圧力を脱圧し, キャビテーション数を低下させた条件に対応している。⑦の図

は揚程低下を起こし, 回転を停止させる直前のキャビティの様子である。比較的キャビテーション数の高いところから発生している入口側に延びる縦渦型キャビティは, 入口圧力の低下と共にインデューサチップからの翼端漏れ渦型キャビティと融合していく様子が見て取れる。

図15は図13, 図14の⑤のキャビテーション数 $\sigma/\sigma_0=0.18$ に相当する条件で高速度撮影したものである。各段は3枚羽根インデューサの各翼 (Blade1, Blade2, Blade3) に相当する。この⑤の条件ではキャビテーションの総発生量は少ないものの, すでに縦渦型キャビティと翼端漏れ渦型キャビティが融合して発生している。またリーディングエッジからの前縁型キャビティや翼負圧面にシート型キャビティも発生が認められている。

図16, 図17に $Q/Q_d=0.87$ におけるキャビテーションの発生状況を示す。図13, 図14の試験と同様に①→⑧に

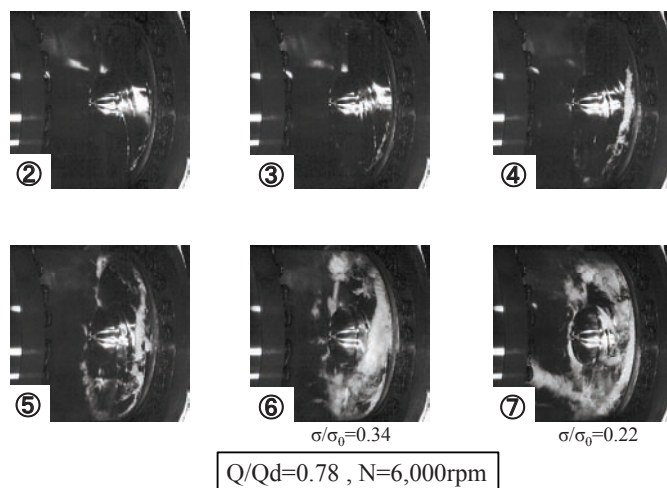


図19 極低温インデューサのキャビテーション

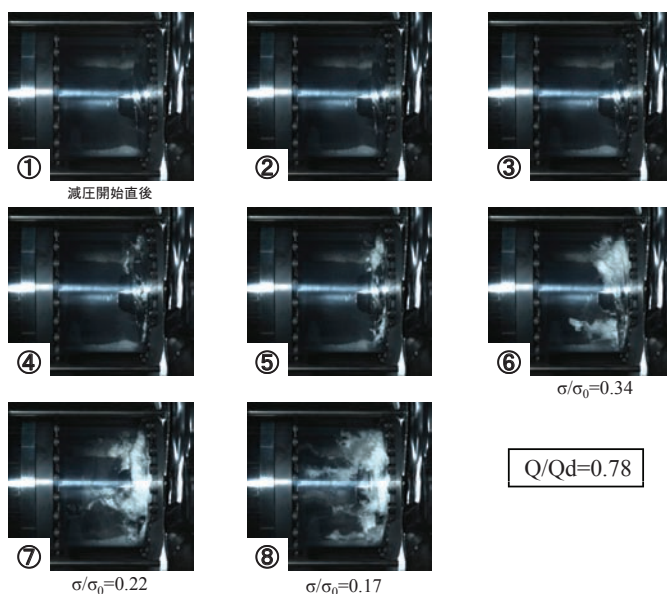


図20 極低温インデューサのキャビテーション

向かって徐々にキャビテーション数を低下させている。ここでも $Q/Q_d=0.96$ 同様に縦渦型キャビティと翼端漏れ渦型キャビティが融合していく様子が見られる。また図12, 図14 $Q/Q_d=0.96$ ⑥の $\sigma/\sigma_0=0.05$ と図16, 図17の⑧ $\sigma/\sigma_0=0.05$ がほぼ同じキャビテーション数であることから、流量低下はキャビテーションの総発生量に大きな影響を与えていることがわかる。

図18は⑥ $\sigma/\sigma_0=0.3$ の条件を高速度撮影したもので、キャビテーションの総発生量は多くなり縦渦型と翼端漏れ渦型は融合している。また前縁型も多くなり、シートキャビティの発生も見られる。

図19, 図20にはさらに流量を減らした $Q/Q_d=0.78$ におけるキャビテーションの発生状況を示す。この流量条件の水試験では軸振動が大きくなり、さらに急激なキャビテーションの増加により瞬時に揚程低下を引き起こし

ている。そのため、極低温流体を用いた試験では、試験機を破損する危険があるために、揚程低下をおこす前のキャビテーション数 $\sigma/\sigma_0=0.2$ で試験を停止した。図19は撮影不調のため、高速度ビデオから画像を取りだして表示している。

これまでと同様に徐々に入口圧力を低下させたときのキャビティの様子を示しているが、図17 $Q/Q_d=0.87$ ⑥の $\sigma/\sigma_0=0.3$ と図20の⑥ $\sigma/\sigma_0=0.34$ を比較するとキャビティの総発生量は水試験とは異なり増加傾向は見られない。しかし、縦渦の長さは伸びており入口側にかなり広く逆流領域が生成されている様子がうかがえる。

図21は⑦の $\sigma/\sigma_0=0.22$ の条件を高速度撮影したもので、キャビテーションの総発生量は多くはなく翼端漏れ渦型が主であるが局所的にはかなり上流まで縦渦が発生している。また、前縁型、シートキャビティも発生し、

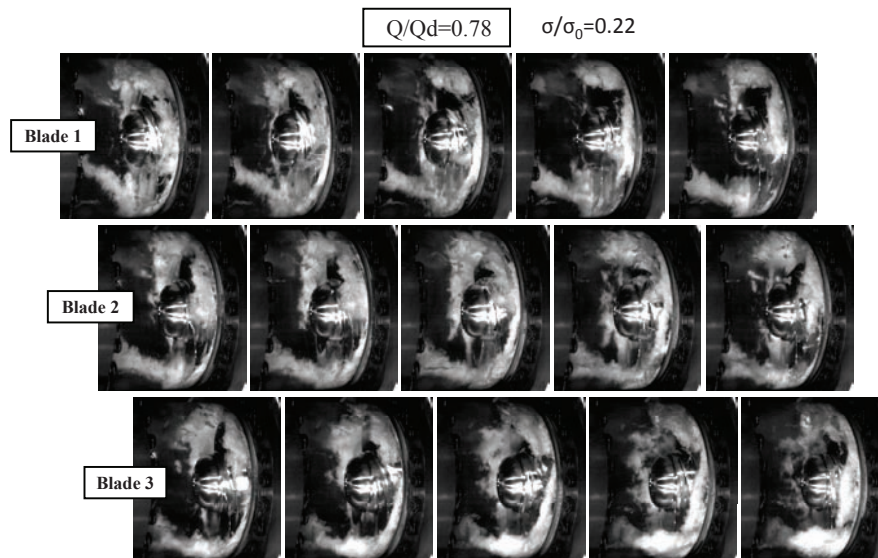


図21 極低温インデューサの高速度画像

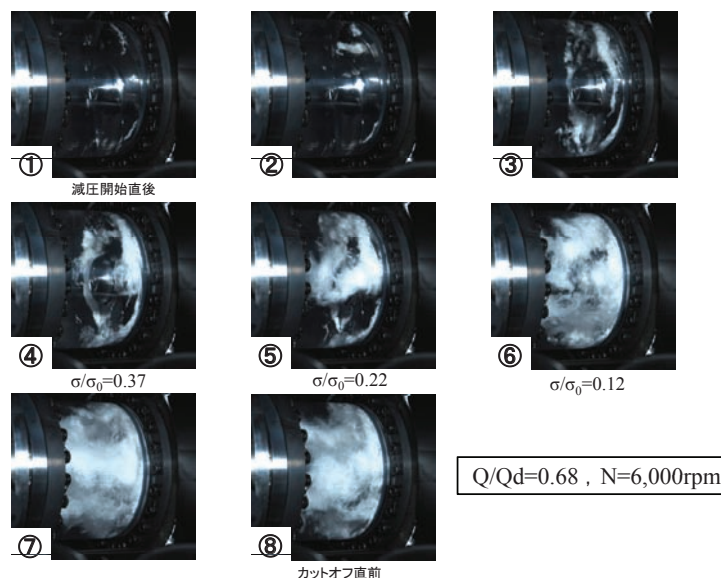


図22 極低温インデューサのキャビテーション

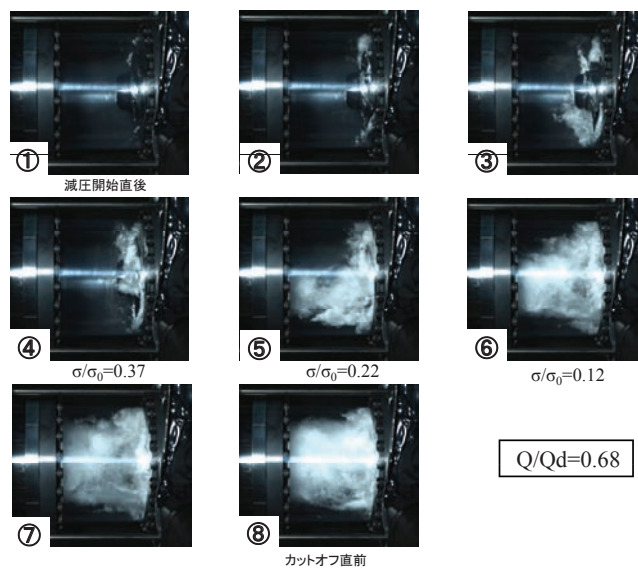


図23 極低温インデューサのキャビテーション

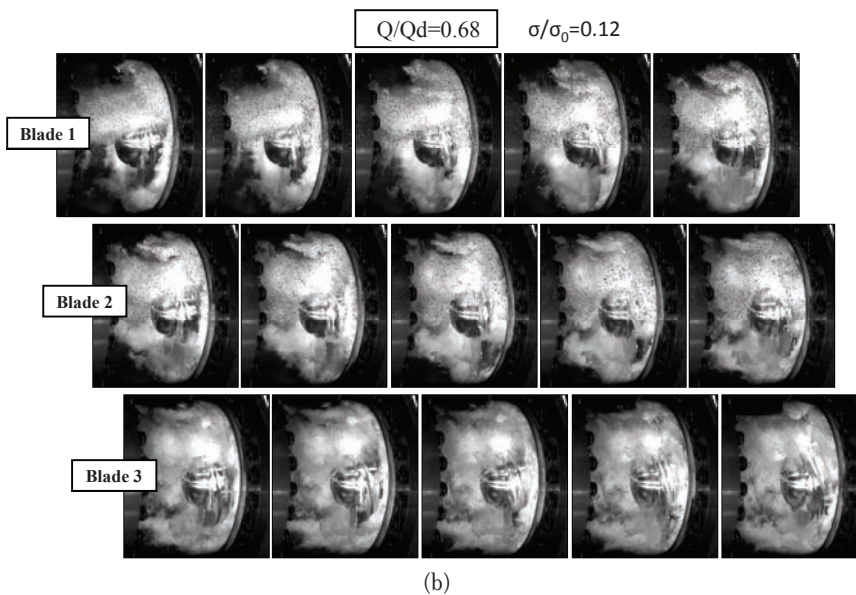
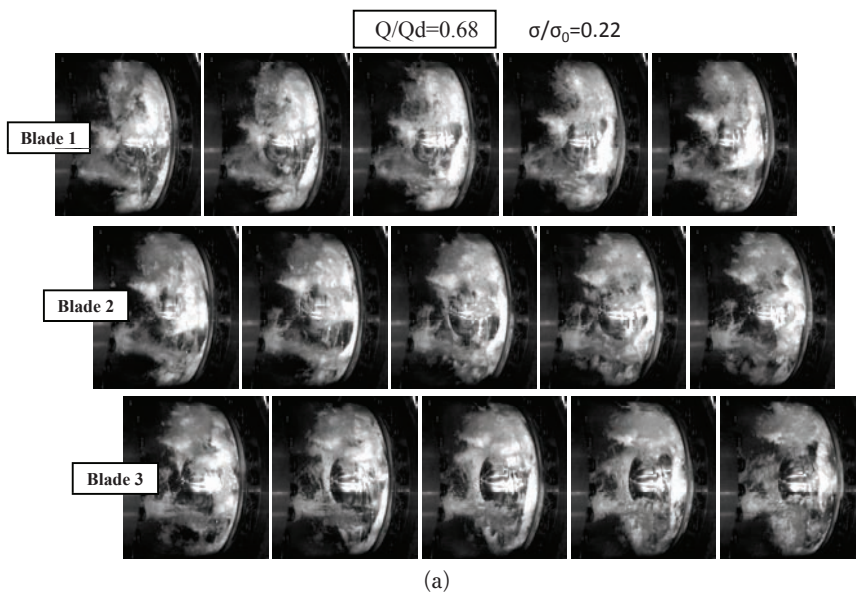


図24 極低温インデューサの高速度画像

インデューサボスにも発生が始まっている。

図22, 図23にはさらに10%流量を減らした $Q/Q_d=0.68$ におけるキャビテーションの発生状況を示す。図20 $Q/Q_d=0.78$ ⑦のキャビテーション数 $\sigma/\sigma_0=0.22$ に対応する⑤ $\sigma/\sigma_0=0.22$ を見ると、可視化部前方までキャビティが達している。また⑤よりキャビテーション数が低いところではほぼ二相吸込みの状態となっている。図24-(a), (b)には⑤, ⑥に対応する高速度映像を示す。⑤の $\sigma/\sigma_0=0.22$ では、図20と比較してもキャビティの増加は明らかである。また⑥の $\sigma/\sigma_0=0.12$ 以下では、ほぼ二相吸込み状態となっていることが明らかとなった。

図25の縦列は $Q/Q_d=0.96$ から $Q/Q_d=0.68$ までの4条件のキャビティ長さを比較して示している。各流量比ともに上の段から下に向かいキャビテーション数が低下している。各試験におけるキャビテーション数は必ずしも一致してはいないが、比較的近いキャビテーション数の画像を示している。

ここに示した画像から興味深い結果が得られた。すなわち、一般にキャビテーション数の低下と共にキャビティの量が順次増加する水キャビテーションとは異なり液体窒素の場合、 $Q/Q_d=0.96$ から $Q/Q_d=0.87$ ではキャビティは増加し、 $Q/Q_d=0.87$ から $Q/Q_d=0.78$ では同じ程度の発生量で変化が無く、 $Q/Q_d=0.78$ から $Q/Q_d=0.68$ では再度

増加に転じていることである。つまり $Q/Q_d=0.78$ と $Q/Q_d=0.68$ の間に、量的な変化を起こす何らかの領域が存在することである。

このきざしは $Q/Q_d=0.78$ の $\sigma/\sigma_0=0.22$ と $\sigma/\sigma_0=0.17$ の画像に見て取れる。 $\sigma/\sigma_0=0.22$ の静止画像、高速度画像の破線で囲ったキャビティを見ると、逆流渦キャビテーションが発生しており、さらに千切れて入口側に流れている様子が確認できる。

水キャビテーションでは熱力学的効果が小さく、そのため気泡密度が低くインデューサ上流側に広く拡散する。このためキャビテーション数の低下と共にキャビティは増加していくように見える。

一方、熱力学的効果が大きい極低温流体のキャビテーションは、6.1項で述べたように微細で均一さらに高密度であるために翼周辺に限定されて成長しているように見られる。しかし、逆流速度がある限界を超えた場合には翼周辺のキャビティは崩壊し入口側に千切れて流される。したがって、翼周辺のキャビティは $Q/Q_d=0.87$ と比べて、9%流量が低下しているにもかかわらず同じ程度のキャビティ発生量に見えるものと考えられる。

$Q/Q_d=0.68$ では、逆流速度やその領域はさらに増加しているものと考えられ、インデューサ入口側の流れに大きな乱れが生じているものと推察される。 $\sigma/\sigma_0=0.22$ か

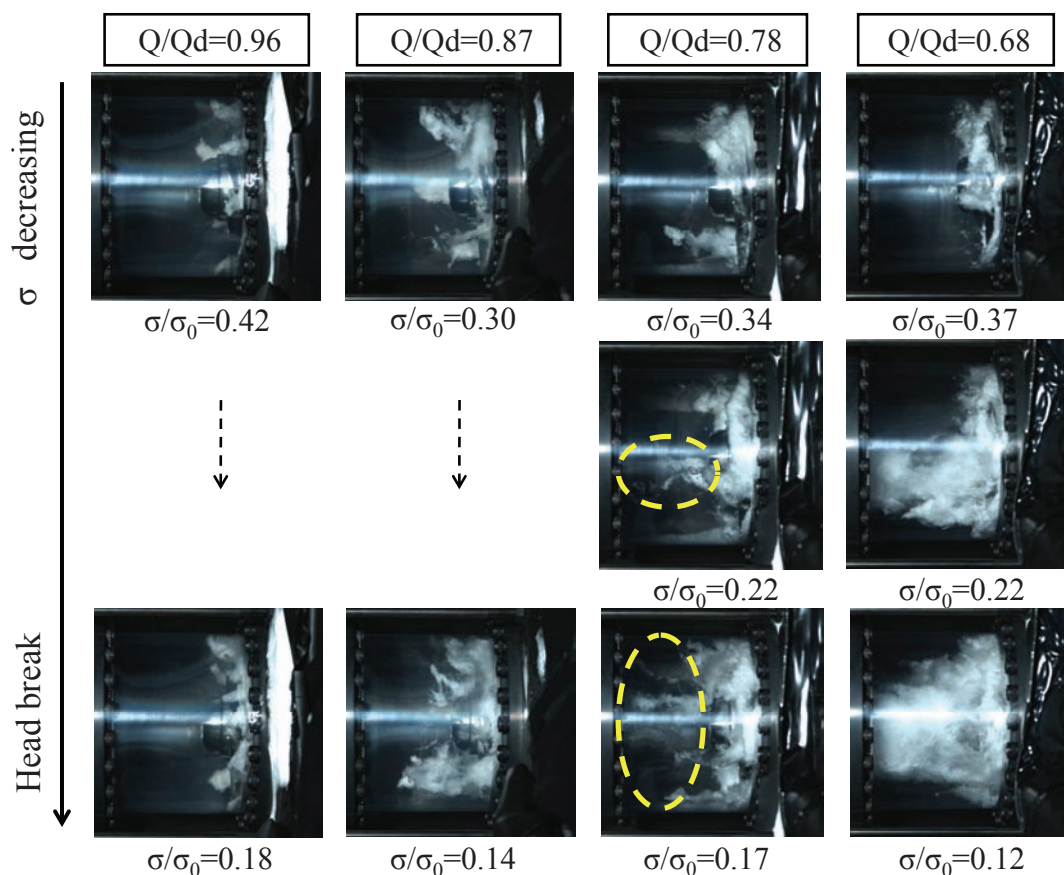


図25 流量条件によるキャビティ比較

ら $\sigma/\sigma_0=0.12$ の高速度映像では、入口側からの微細な気泡の流れ込みが見られることから、入口上流側では逆流渦により攪拌されることで液温が僅かに高くなり、気泡が発生しているものと推察される。

一方、 $Q/Q_d=0.78$ と $Q/Q_d=0.68$ の $\sigma/\sigma_0=0.3$ 付近ではキャビティ発生量は変わらないものが、 $Q/Q_d=0.78$ の $\sigma/\sigma_0=0.22$ では入口側に紐状の逆流渦が延びており、もう一方の $Q/Q_d=0.68$ では入口側から微細な気泡が流れ込んでいる。この2流量間の変化は、高速度ビデオに捉えたキャビティとは別に、インデューサから入口側に向かう逆流の強さと領域の広さが影響を与えていることが推察される。したがって、PIV^{(16), (17)} 等による流れ場の検証が今後の課題と考えられる。

また、本試験での条件以上に流量が絞られ逆流がさらに増加した場合、インデューサ入口上流側の気泡の初生は高キャビテーション数側へ遷移する可能性が推察される。したがって、ターボポンプの作動範囲が低流量側に及ぶ場合には、極低温流体を用いたインデューサの可視化による検証が必要と考えられる。

7. まとめ

2007年から極低温可視化のための低温樹脂／シールの選定と基礎試験⁽⁹⁾を行った。2008年には常温及び極低温による耐圧／耐久試験⁽¹⁰⁾を行い可視化装置の構造設計を確立した。

2009年の可視化試験では、極低温キャビテーションと常温水キャビテーションとの発生状況を比較し、熱力学的効果が気泡に及ぼす影響⁽⁷⁾を明らかにした。

また2010年には、極低温流体中のインデューサの高速度撮影に成功し、これまで皆無であった低流量域のデータの取得を行った。

この撮影により、低流量域に発生するインデューサ翼キャビテーションの成長過程を明らかにすることができた。

4年の歳月をかけた極低温可視化技術の構築により、直接極低温環境下においてキャビテーションの詳細な解析が可能となった。今後は極低温ポンプの研究／開発において、大いに貢献できるものと考えている。

1967年に米国では「文献1」に示すように、初めて極低温流体中のインデューサの可視化に成功したと報告しているが、その後の進展はみられない。

従って、我が国の極低温インデューサの可視化技術は、現在世界最高の技術水準にあると確信している。

最後に、4年に渡り未知なるものに挑戦し苦楽を共にしてきた、ダイナックス（株）の若き技術者たちに感謝の意を表する。

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) Kikuta, K., Yoshida, Y., Watanabe, M., Hashimoto, T., Nagaura, K., Ohira, K., “Thermodynamic Effect on Cavitation Performances and Cavitation Instabilities in an Inducer” ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.130, No.11, (2008.11), 111302.
- (5) Yoshida, Y., Sasao, Y., Watanabe, M., Hashimoto, T., Iga, Y., Ikohagi, T., “Thermodynamic Effect on Rotating Cavitation in a Inducer” ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.131, (2009.9), 091302.
- (6) 渡邊光男, 永浦克司, 吉田義樹, 杉田栄一郎, “極低温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” ターボ機械協会誌, 第38巻第7号, (2010.7), 39.
- (7) 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, “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）” 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-09-010, (2010.3).
- (8) ダイナックス（株）ホームページ,
<http://www.dynax-jpn.com>
- (9) 渡邊光男, 永浦克司, 長谷川敏, 島垣満, 吉田義樹, 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, (2010.2).
- (10) 渡邊光男, 永浦克司, 長谷川敏, 島垣満, 吉田義樹, 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, (2010.3).
- (11) 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).
- (12) Kamijo, K., Shimura, T., Watanabe, M., “An Experimental Investigation of Cavitating Inducer Instability” ASME Paper, 77-WA/FE-14, (1977).
- (13) 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.
- (14) Yoshida, Y., Kikuta, K., Hasegawa, S., Shimagaki, M., Tokumatsu, T., “Thermodynamic Effect on a Cavitating Inducer in Liquid Nitrogen” ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.129, (2007.3), 273.
- (15) 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
- (16) 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).
- (17) 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年次大会論文集(2), No.08-1, (2008.8), 87

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-11-001

発行 平成23年6月24日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 050-3362-6224 FAX : 029-868-2956

©2011 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

