

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

液体窒素中のインデューサに発生する  
キャビテーションの熱力学的効果

吉田 義樹, 菊田 研吾, 長谷川 敏  
島垣 満, 中村 憲明, 徳増 崇

2006年3月

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

# 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の熱力学的効果\*

吉田 義樹\*<sup>1</sup> 菊田 研吾\*<sup>2</sup> 長谷川 敏\*<sup>1</sup>  
島垣 満\*<sup>1</sup> 中村 憲明\*<sup>3</sup> 徳増 崇\*<sup>4</sup>

## Thermodynamic Effect on a Cavitating Inducer in Liquid Nitrogen

Yoshiki YOSHIDA, Kengo KIKUTA, Satoshi HASEGAWA,  
Mitsuru SHIMAGAKI, Noriaki NAKAMURA, and Takashi TOKUMASU

### Abstract

For experimental investigations of the thermodynamic effect on a cavitating inducer, it is necessary to observe the cavitation. However, visualizations of the cavitation are not so easy in cryogenic flow. For this reason, we estimated the cavity region in liquid nitrogen based on measurements of the pressure fluctuation near the blade tip. The degree of the thermodynamic effect was found to increase with the increase of the cavity length of the tip cavitation. The estimated temperature depression caused by vaporization increased rapidly when the cavity length extended over the throat. In addition, the estimated temperature inside the bubble nearly reached the temperature of the triple point when the pump performance deteriorated.

*Key Words: Inducer, Cavitation, Thermodynamic effect, Unsteady pressure, Visualization*

### 1. 緒言

ロケットエンジン用ターボポンプには、キャビテーションによる主羽根車の性能劣化を防ぐ目的で、初段にインデューサが設置されている。しかし、ロケットのフライト条件ではインデューサ入口圧力は低く、インデューサには激しいキャビテーションが発生する。そのためインデューサのキャビテーションの発生状況を予測することはターボポンプの設計にとって重要な課題である。

一方、日本のロケットエンジンの推進剤は、液体水素(20K)と液体酸素(90K)であり、これらの極低温流体ではキャビテーションの熱力学的効果が顕著に現れる。熱力学的効果とは、キャビテーションが発生する相変化に

より熱移動が生じ、キャビティ近傍の流体中に温度勾配が出来て、それに伴う蒸気温度の降下と飽和蒸気圧力の降下のために、キャビティの発達抑制される現象である。従って、極低温流体中で作動するインデューサでは熱力学的効果を積極的に利用出来れば、キャビテーション性能の向上が図れる。

一般に作動流体が臨界点に近いほど、熱力学的効果は顕著に現れる。熱力学的効果が強く現れるような状況下においては、キャビテーションは力学的釣合いだけでその発生・成長を予測することは出来ず、熱力学的影響を入れた考察が必要となる。

ポンプにおける熱力学的効果の研究は、Stahlら<sup>(1)</sup>以

\* 平成18年1月19日受付 (received 19 January, 2006)

<sup>1</sup> 総合技術研究本部ロケットエンジン技術センター (Rocket Engine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

<sup>2</sup> JAXA 技術研修生 (学籍 東北大学流体科学研究所) (JAXA Research Student at Tohoku University)

<sup>3</sup> 科学技術振興機構 (Japan Science and Technology Agency)

<sup>4</sup> 東北大学流体科学研究所 (Institute of Fluid Science, Tohoku University)

来2種の異なる流体での  $NPSH_{req}$  ( $\Delta H/H=3\%$ 揚程低下点)の比較を基にして、キャビテーション性能の改善効果を予測する推定式を作ることに主眼が置かれてきている<sup>(2)(3)</sup>。しかし、この方法ではキャビテーションの発生状況に関する情報はなく、未だポンプの熱力学的効果のメカニズムについてはよく分かっていないのが現状である。そこで、本研究ではインデューサ内部のキャビテーションの発生状況に着目することにする。しかし、極低温流体中のインデューサに発生するキャビテーションの観察<sup>(4)</sup>は容易ではないので、インデューサのケーシングに変動圧センサを設置し、測定された変動圧の分布よりキャビティ長さを推定する方法<sup>(5)</sup>を試みた。この実験方法で得られたキャビティ長さをを用いて、キャビテーションの発生量と熱力学的効果との関係について調べる。

## 2. 記号

B	: B-factor 式(1)
$C_{cl}$	: 無次元キャビティ長さ ( $L_c/h$ )
$C_{pl}$	: 液体の定圧比熱
h	: 翼列のスペーシング
H	: 揚程
$\Delta H$	: 揚程低下量
L	: 蒸発潜熱
$L_c$	: キャビティ長さ
$p_c$	: キャビティ内の圧力
$p_{ref}$	: 参照点の圧力
$p_v$	: 飽和蒸気圧
Q	: 流量
$Q_d$	: 設計流量
S	: 標準偏差
$T_c$	: キャビティ内の温度
$T_t$	: 三重点の温度
$T_\infty$	: キャビティ遠方の液体温度
$\Delta T$	: 温度降下量 ( $=T_\infty - T_c$ )
$\Delta T^*$	: 特性温度 式(1)
U	: インデューサ周速
$V_1$	: 単位重量あたりの液体の容積
$V_v$	: $V_1$ より発生する蒸気の容積
$\rho_l$	: 流体の密度
$\rho_v$	: 気体の密度
$\sigma$	: キャビテーション数 式(2)
$\sigma_c$	: キャビテーション数 式(3)
$\psi$	: 圧力係数
$\psi_0$	: 基準圧力係数

## 3. 実験装置

本研究では、熱力学的効果がほとんど無視できる常温の水を作動流体とした実験(以下水試験と呼ぶ)と、熱力学的効果が顕著である液体窒素を作動流体とした実験(以下窒素試験と呼ぶ)の二種類を行い比較・検討した。各々実験装置および実験方法が違うので、以下にそれぞれについて説明する。

**3.1 水試験** 水試験は、キャビテーションタンネル試験設備を用いて行った。図1に設備の系統図を示す。設備は回流式水槽であり、水は十分に脱気(残存ガス含有量約 4ppm)された後水槽内に供給される。ループには加圧・減圧を行うための圧力調整器(ピストン)が設置されており、インデューサ入口圧力を任意に設定出来る。またループには熱交換器があり、実験中の水温はほぼ一定(296K)に保たれる。インデューサのケーシングは透明アクリル製であり内部のキャビテーションの発生状況が可視観察できる。実験は、回転数 6000rpm、流量比  $Q/Q_d=1.00$  ( $Q_d$ :設計流量)で行った。回転数・流量を一定に保ち、インデューサ入口圧力を徐々に低下させることによりキャビテーション数を変化させた。

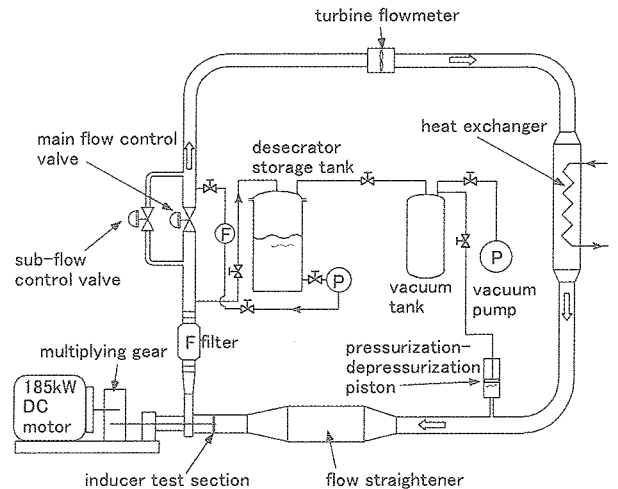


Fig. 1 Water cavitation tunnel

**3.2 窒素試験** 窒素試験は極低温インデューサ試験設備<sup>(6)</sup>にて行った。図2に設備の概要を示す。作動流体は液体窒素で、ランタンクからキャッチタンクへと一方向に流す方式である。インデューサの入口圧力の制御はランタンク内の圧力をコントロールすることによって行った。実験は回転数 18300rpm (液体酸素ターボポンプと同回転数)、流量比  $Q/Q_d=1.00$  である。インデューサのケーシングは、強度上の問題からステンレススティール製であり、内部の様子を目視観察することは出来ない。

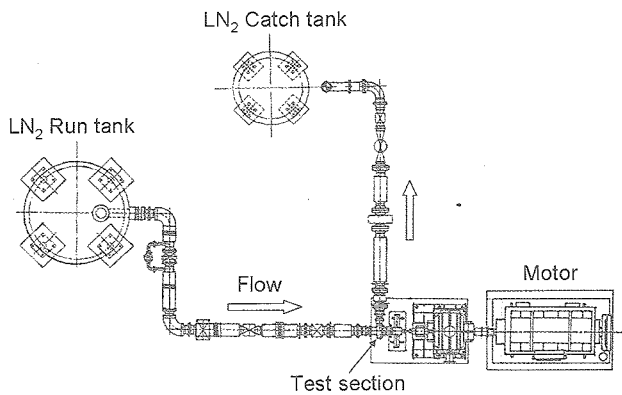


Fig. 2 Cryogenic inducer test facility

インデューサ上流の液体窒素温度は実測値で80Kであった。窒素試験に用いたインデューサ試験機の断面図を図3に示す。インデューサは水試験と窒素試験で同形、同寸のものを用いた。インデューサの翼枚数は3で前縁にはスウィープがあり、翼端でのソリディティは約1.9である。

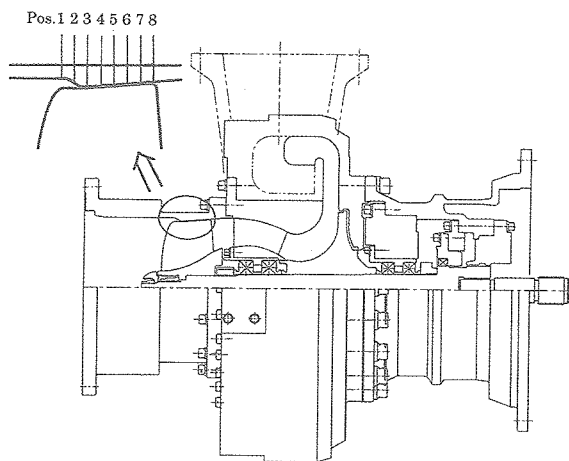


Fig. 3 Schematic diagram of the test inducer in liquid nitrogen showing the location of pressure taps

#### 4. キャビテーションの推定方法

本研究では、後述するようにキャビテーションパラメータとしてキャビティ長さを採ることにする。しかし、窒素試験でインデューサに発生するキャビテーションを直接可視観察することは出来ないため、ケーシングのまわりに変動圧センサを配置し、測定された圧力変動を基にキャビテーションの発生状況を推定することにした<sup>(5)</sup>。図3、4にセンサの配置図を示す。図4に示すように、

8個のセンサをインデューサ前縁から後縁まで翼に沿って周方向に配置することにより、インデューサの入口から出口までのケーシング壁での圧力変動の分布を測定する。センサは変動圧センサ(PCB Piezotronics Inc., Quartz Transducer WH113A)であり、このセンサは極低温状態の使用(33K~)に耐性があり、共振周波数が高く(250kHz)、かつ衝撃に強い(20000g)のが特徴である。

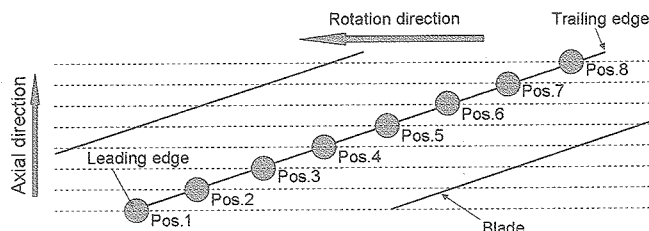


Fig. 4 Location of pressure taps along the blade

センサはケーシング壁に設置されるので、これらのセンサが検知するキャビテーションは、翼端に発生するキャビテーション(翼端渦キャビテーション、翼端流れと主流のせん断層に発生するキャビテーション、および翼面キャビテーションの一部)であり、インデューサ上流に発生するような逆流渦キャビテーションの圧力変動を検知することは出来ない。しかしインデューサの場合、翼端に発生するキャビテーションがキャビテーション性能や非定常キャビテーション(旋回キャビテーション、キャビテーションサージ)の発生に大きな影響を与えることは他の研究から既に明かであり、翼端に発生するキャビテーションをインデューサのキャビテーションパラメータとして選択することは、不適当なことではないと考えている。また、センサはダイナミックセンサであるため、圧力変動のDC成分を検知することができない。そこで、キャビテーションの発生領域を次に説明するように圧力変動波形より推定することにした。

翼負圧面側にキャビテーションが発生し、圧力が飽和蒸気圧に達すれば、圧力変動波形の最小値はほぼ一定値を示すものと考えられる。図5に一例として、センサ位置Pos.4の圧力波形のWater-fall図を示す。グラフは横軸に時間、奥行きにキャビテーション数、高さ方向に圧力を表している。波形は1回転に1パルス出力される回転信号をトリガーとして、1波形について50回の算術平均を行ったものである。例に示したセンサ位置Pos.4(翼コードのほぼ中央)ではキャビテーション数が大きい場合は、キャビテーションがこのセンサ位置まで成長していないので、翼の通過に伴う翼圧力面、負圧面の変動が繰り返されている。しかし、キャビテーション数が



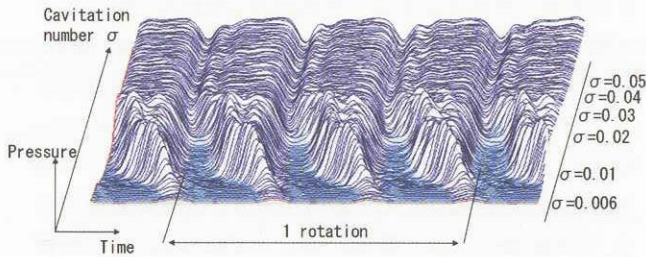


Fig. 5 Waterfall of unsteady pressure waveform at Pos.4

小さくなると翼が通過した直後（負圧面側）の圧力が低く底面がフラットな領域が現れ、キャビテーション数の低下とともにこの範囲は翼間を翼圧力面側へ広がって行く。本研究では、この様に変動圧力が最小かつ一定となる範囲では圧力が飽和蒸気圧に達していると思われ、この範囲にキャビテーションが発生していると判断することにした。

## 5. 実験結果

図6に水試験、窒素試験におけるキャビテーション性能曲線を示す。横軸にキャビテーション数 $\sigma$ 、縦軸に標準化した揚程係数 $(\psi/\psi_0)$ をとっている。図より窒素試験の方が小さなキャビテーション数まで揚程が低下しないことが分かる。また、窒素試験における揚程はキャビテーション数が減少するに従って漸増する傾向を示している。つまり、ポンプゲインが負の傾向 $(d\psi/d\sigma < 0)$ を示しているが、圧力変動のFFT解析結果より後述の水試験で見られたようなキャビテーションサージ等の非定常キャビテーション現象は発生していないことを確認している。一方、水試験ではキャビテーション数 $\sigma=0.028\sim 0.045$ の範囲ではキャビテーションサージが発生し、この影響で揚程の測定点にばらつきが現れている。

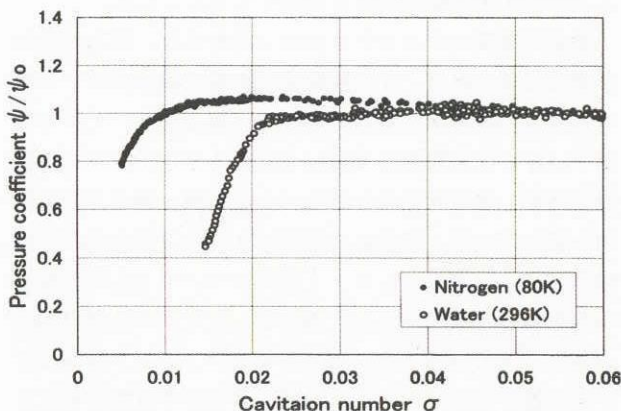


Fig. 6 Comparison of the cavitation performance between in cold water and that in liquid nitrogen

しかし、揚程特性は窒素試験に比べてフラット $(d\psi/d\sigma = 0)$ である。この様に両者のキャビテーション性能（揚程低下点）には熱力学的効果と考えられる顕著な差が現れているが、ポンプゲインとキャビテーションサージの発生に関し、水試験と窒素試験で異なる結果となった。

キャビテーションサージはポンプゲイン、キャビテーションの非定常特性（マスフローゲインファクター、およびキャビテーションコンプライアンス）、およびシステム（試験ループ）の特性と関係してその不安定性が決まる。今回の実験結果の差が、作動流体の熱力学的効果がキャビテーションの非定常特性に影響して差を生んだものなのか、実験を行ったシステムの違いによるものなのかは、本実験だけでは判断出来ていない。非定常キャビテーション現象に対する熱力学的効果の影響も大きな研究課題であるので、今後詳細に調べて行きたいと考えている。本報の以下では主にキャビテーション性能に注目して検討を進めることにする。

図7に水試験における可視化画像を示す。インデューサの翼端に発生したキャビティが、キャビテーション数が低下するにしたがって、前縁から後縁側へ成長して行く様子が分かる。 $\sigma=0.02$ 付近ではキャビティが翼間を完全に埋め尽くして、キャビティが翼後縁付近までに達している。こういった可視化画像によって翼前縁から翼に沿って伸長するキャビティの長さ $(L_c)$ を測定した。また、キャビテーションは非定常性が強く一枚の画像データから正確な長さを求めることは困難であり、特にキャビテーションサージでは、キャビティ長さそのものが周期的（約20Hz）に大きく変動するので、計測回数を増やすことでその計測精度を上げた。また、画像から分かるようにインデューサ上流には逆流渦キャビテーションも発生しているが、この逆流渦キャビテーションは、4章で述べた窒素試験の変動圧センサでは検知できない位置に発生しているキャビテーションである。

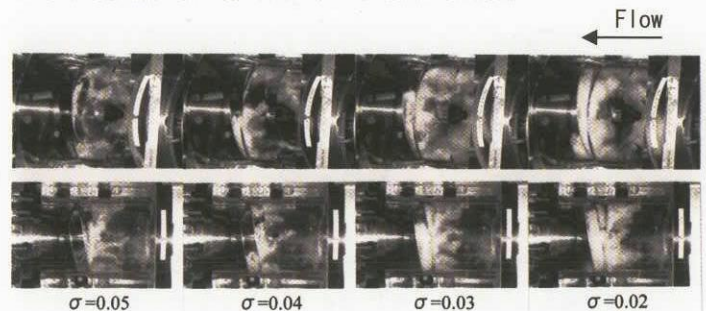


Fig. 7 Visualization of the cavitation in cold water

一方、図8は図5に示したような圧力波形をもとに窒素試験の翼間のキャビテーションの発生範囲を描いたも



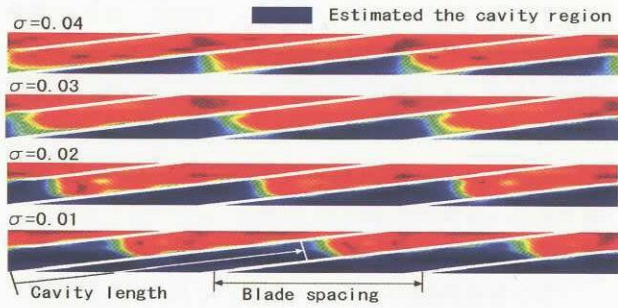


Fig.8 Unsteady pressure distribution in liquid nitrogen showing the cavity region

のである。液体窒素の場合もキャビテーション数の低下に伴って、キャビテーション領域が翼前縁から後縁側へと伸張していることが分かる。このように、ケーシングに設置した圧力センサの出力波形を分析することにより、検知するキャビテーションの種類は限定されるが、直接的なキャビテーションの可視化を行わなくても、間接的にキャビテーションの発生している領域を推定できることが分かった。

## 6. 熱力学的効果

Stahl ら<sup>(1)</sup>は、キャビテーションの熱力学的効果に関し式(1)に示す Thermal cavitation criterion B を提案した。但し、Stepanoff<sup>(2)</sup>自身が述べているように B は熱力学的効果の大きさの程度を表す指標として取り扱われべきものである。

$$B \equiv \frac{V_v}{V_l} = \frac{\rho_l c_{pl} \Delta T}{\rho_v L} = \frac{\Delta T}{\Delta T^*} \left( \Delta T^* = \frac{\rho_v L}{\rho_l c_{pl}} \right) \quad (1)$$

( $V_l$ : 単位重量あたりの液体の容積、 $V_v$ :  $V_l$  より発生する蒸気の容積、 $\rho_l$ : 液体の密度、 $\rho_v$ : 気体の密度、 $c_{pl}$ : 液体の定圧比熱、 $\Delta T$ : 温度降下 ( $=T_\infty - T_c$ )、遠方の流体 ( $T_\infty$ ) とキャビティ内 ( $T_c$ ) の温度差、 $L$ : 蒸発潜熱)

$\Delta T^*$  は物性値のみで決まる特性温度であるので、B を推定するためには、 $\Delta T$  を求めればよい。 $\Delta T$  の推定には Franc<sup>(7)</sup> らが行ったインデューサの実験と同様、以下に示す方法で行うことにする。

キャビテーション数の定義には飽和蒸気圧の取り方によって、以下の2つが考えられる。まずキャビティ内の飽和蒸気圧 ( $p_c$ ) をキャビティから遠く離れた温度が測定できる位置での液体の温度 ( $T_\infty$ ) における飽和蒸気圧 ( $p_v(T_\infty)$ ) と考えると、キャビテーション数  $\sigma$  は次式となる。(これは従来のポンプの試験で用いられるキャビテーション数である。)

$$\sigma = \frac{p_{ref} - p_v(T_\infty)}{\frac{1}{2} \rho_l U^2} \quad (2)$$

( $p_{ref}$ : 参照点の圧力、 $p_v$ : 飽和蒸気圧、 $U$ : インデューサ周速)

一方、実際のキャビテーション現象を局所的に考えて、キャビティ内の温度 ( $T_c (< T_\infty)$ ) における飽和蒸気圧  $p_c$  を用いると、キャビテーション数  $\sigma_c$  は次式となる。(これは実際のキャビテーションに即したキャビテーション数であるが、インデューサで  $T_c$  を測定することは出来ない。)

$$\sigma_c = \frac{p_{ref} - p_c}{\frac{1}{2} \rho_l U^2} = \frac{p_{ref} - p_v(T_c)}{\frac{1}{2} \rho_l U^2} \quad (3)$$

( $p_c$ : キャビティ温度における飽和蒸気圧 ( $=p_v(T_c)$ ))

この二式より、遠方での温度 ( $T_\infty$ ) とキャビティ内の温度 ( $T_c$ ) の差  $\Delta T$  ( $=T_\infty - T_c$ 、温度降下量) は次式で表される。

$$\frac{1}{2} \rho_l U^2 (\sigma_c - \sigma) = \frac{dp_v}{dT} \Delta T \quad (4)$$

式(4)の関係より、温度降下  $\Delta T$  は対応する2点のキャビテーション数の差  $\sigma_c - \sigma$  から求めることができる。ここで  $\sigma_c$  には熱力学的効果の無視出来る (遠方の液体の温度とキャビティ内の温度が等しいと考えられる) 水試験の結果を、また  $\sigma$  には熱力学的効果のある (キャビティ内の温度が遠方の液体の温度より低いと考えられる) 窒素試験の結果を用いることにする。但しこの時両者のキャビテーションの流れの様相が同じになっている必要があり、これを表すパラメータを決めなければならない。ここでは、これをキャビテーションパラメータと呼ぶことにする。Stepanoff<sup>(2)</sup> は対応する2点として、揚程曲線を基に揚程低下量 ( $\Delta H/H = 3\%$ ) が同じ時にキャビテーションの流れの様相が同じになるものと仮定している。但し、この場合には異なる2流体で対応する点は1点となり、揚程が低下するような場合のキャビテーションの発生状況に限った状態での熱力学的効果の程度が分かるだけである。

一方、Franc<sup>(7)</sup> は、水とフロン R114 を作動流体としたインデューサの実験を行い、インデューサの斜め前方の可視観察から、翼前縁から成長するシートキャビテーションの長さをキャビテーションパラメータとした。



そしてこのキャビティの長さが等しいときに、キャビテーションの流れの様相が同じになると考えて、キャビティ長さが同じ場合の $\sigma_c$ 、 $\sigma$ を対応する2点とした。この方法では対応する点をキャビテーションの発生が少ない状態から多数採ることが出来て、キャビテーションパラメータに対する熱力学的効果の変化を調べる事が出来るメリットがある。

以上の点を考慮して本研究においては、翼端に発生するキャビテーションに着目し、このキャビティの長さが等しいときに水と液体窒素中で、キャビテーションの流れの様相が同じになると考え、式(4)の関係が成り立つものとした。

## 7. 検討

**7.1 キャビティ長さの比較** 図9はキャビテーション数に対して、キャビティの長さ $C_{cl}$ (翼前縁からキャビティ後縁までの翼に沿う長さ $(L)$ /翼列のスペーシング $(h)$ )の変化を、水試験と窒素試験で比較したものである。図中の白丸(○)は図7に示した水試験での可視化画像からキャビティ長さを読み取ったものであり、黒丸(●)は図8に示した圧力変動の測定結果から推定したキャビテーション長さである。水試験の場合は多数の画像からキャビティ長さを読みとり、全ての読み値をプロットしている。また水試験において、窒素試験と同様に圧力センサから推定したキャビティ長さを×印で示す。

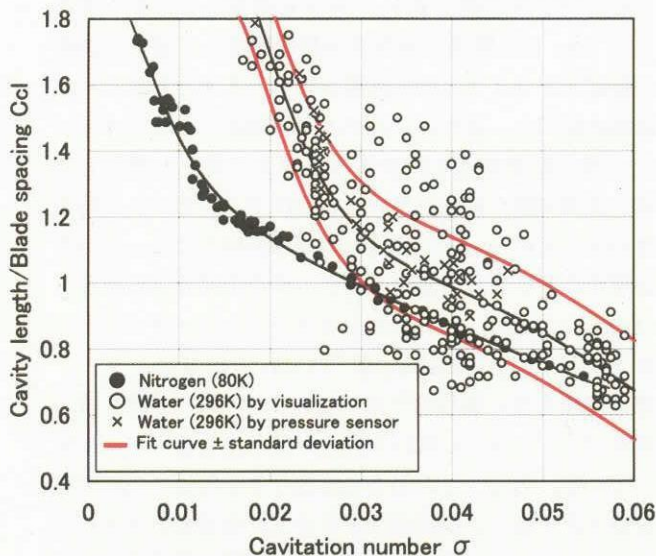


Fig. 9 Comparison of the cavity length of the tip cavitation between in cold water and that in liquid nitrogen

センサの個数が少なかったので、キャビティ長さを測定できる範囲は制限されているが、画像から読みとったキ

ャビティ長さともよく一致しており、今回用いた圧力変動波形からキャビティ長さを推定する実験手法の妥当性が確認できる。水試験では前述のように $\sigma=0.028\sim0.045$ でキャビテーションサージが発生し、この範囲ではキャビティ長さは $C_{cl}=1.1$ 付近を中心に $C_{cl}=0.7\sim1.5$ の振幅で変動(変動周波数は約20Hz)している。従って、特にこの範囲ではデータにちらばりが多くなっている。

一方、窒素試験の場合は、前述したように変動波形に既に50回転の平均化がなされており、この平均化したデータを用いて図8に示したような圧力分布を描きキャビティ長さを求めているので、図9に示すキャビティ長さには大きなばらつきはない。図にはそれぞれのキャビティ長さのデータを元に最小二乗法で求めたフィット曲線(6次多項式)を描いている。水試験の場合には、このフィット曲線に対して画像からの読みとり値(○)の標準偏差( $S(C_{cl})=0.161$ )を求め、フィット曲線 $\pm S(C_{cl})=0.161$ の幅を赤線で示した。水試験で圧力センサから推定したキャビティ長さ(×)が、この標準偏差の幅内にあること、またキャビテーションサージが発生している $\sigma=0.028\sim0.045$ では、読みとり値がこの幅を超えて大きく変動していることが分かる。

図9のフィット曲線で両実験でのキャビティ長さを比べると、同じキャビテーション数では窒素試験の方がキャビティ長さが短くなっており、熱力学的効果がキャビティ長さの差となって現れていることが分かる。また $C_{cl}<1.0$ では、両者の差は比較的小さく熱力学的効果の程度がまだ小さい。従来、キャビテーション不安定の一つである巡回キャビテーションは水と極低温流体で、その発生するキャビテーション数の範囲がさほど変わらないという実験データが多く得られていた。この理由については不明であったが、巡回キャビテーションが理論解析上 $C_{cl}=0.65$ がその不安定の発生臨界点<sup>(8)</sup>であること、および今回の実験結果から $C_{cl}<1.0$ では熱力学的効果の影響は小さく、水と極低温流体でキャビティ長さに顕著な差が現れないことの2点から、巡回キャビテーションについては水試験と極低温流体でその発生範囲がさほど変わらないことを説明できる。

図10にキャビティ長さに対する揚程の変化を水試験と窒素試験で比較して示す。なお、キャビティ長さには図9中のフィット曲線を用いた。キャビティ長さが $C_{cl}=1.5$ を越えると揚程低下が顕著となり、 $\psi/\psi_0$ (ここで $\psi_0$ は実験設備の制約から最大実験条件値となる $\sigma=0.06$ での $\psi$ を持って $\psi_0$ とした)が0.8となるのはいずれの場合も $C_{cl}$ が約1.8の時である。このことはStepanoff<sup>(2)</sup>が仮定した“揚程低下量が同じ場合にキャビテーションの様相が同じになる”ということが、少なくともキャビ

テーション長さに関しては正しいものであることを示している。またこの結果と図9より、揚程の低下はキャビティ長さに依存しており、キャビティ長さの発達は熱力学的効果に依存していることが分かる。

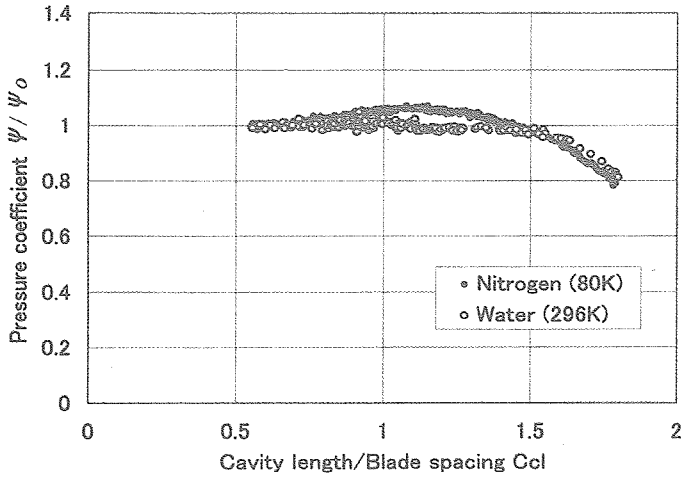


Fig. 10 Comparison of pressure coefficient as a function of cavity length between in cold water and in liquid nitrogen

7.2 温度降下に関して 図 11 は、図9から同じキャビティの長さに対する  $(\sigma_c - \sigma)$  を求め、式(4)より温度降下量  $\Delta T$  を計算しキャビティ長さに対してその変化を示したものである。ここで  $\Delta T$  の計算には、キャビテーション数の差  $(\sigma_c - \sigma)$  から求まる圧力差  $\Delta P_v$  が、窒素温度 80K を基準とした飽和圧力-温度線図上での飽和圧力差となる温度差を  $\Delta T$  として計算した。また、 $\Delta T$  を  $\Delta T^*$  で除して、B を右軸に示している。

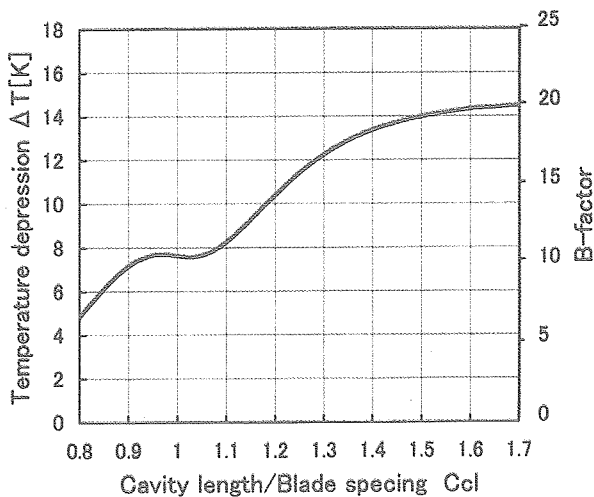


Fig. 11 Estimated temperature depression and B-factor as a function of the cavity length

図 11 に示されているように、熱力学的効果の大きさの指標である温度降下量はキャビティの長さによって増大するが、その増加の傾向はキャビティ長さに依存していることが興味深い。Franc ら<sup>(7)</sup>の実験においても、温度降下の大きさが翼面シートキャビテーションの長さに応じて増大する傾向が示されているが、その傾向はキャビティ長さに対してほぼニアに増大している。

しかし、翼端キャビテーションをパラメータにした本実験では、キャビティ長さがスロート付近 ( $C_{cl} = 1.0$ ) に達すると温度降下量  $\Delta T$  の増加の傾向が一度停滞し、キャビティがスロートを越えると ( $C_{cl} > 1.1$ ) 温度降下量は再び増加し、その後 ( $C_{cl} > 1.4$ ) は温度降下量の増加傾向が鈍る様相を示している。以下では、このことについて考察を行う。

キャビティがスロート手前で比較的短い場合は、キャビティ後縁が次の翼の圧力面に近づく事によって崩壊し、キャビティ後縁側での凝縮量が増加し、その凝縮熱が温度降下の妨げとなっているものと考えられる。一方、温度降下が  $C_{cl} > 1.1$  から再び増大する事については、スロートの後方ではキャビティ後縁の非定常性が増し、キャビティはここで凝縮を起こさずにクラウド状になって後方へ流れ去る量が多くなり、凝縮熱の影響が小さくなるため、キャビティが発生し始める前縁側の温度降下がより増大するためではないかと考えられる。これは、鴨野ら<sup>(9)</sup>が単独翼で行ったベンチレーテッドキャビテーションの実験において見られる、キャビティ長さが翼コードに対して 0.5 以上になるとキャビテーションの非定常性が強く現れるようになり、急激に吹き出し流量が増大することと類似の現象が、インデューサではキャビティ長さがスロートを越えた辺りで発生しているものではないかと考えている。なお、温度効果量が増大し始める  $C_{cl} = 1.1$  のキャビティ長さは、翼コードに対しては約 0.6 に相当する。

次に、 $C_{cl} > 1.4$  では温度降下量 ( $\Delta T = T_{\infty} - T_c$ ) は約 14K に達して、その増加傾向が鈍っている。インデューサ上流で測定された窒素温度 80K ( $T_{\infty}$ ) から 14K の温度降下 ( $\Delta T$ ) を考えるとキャビティ内の温度 ( $T_c$ ) は 66K と推定される。これは窒素の三重点温度 ( $T_t$ ) である 63K に近い。液体の温度が三重点の温度に近い状態になると (常温水はこれに近い状態にある)、飽和蒸気圧の温度に対する勾配は小さくなり、また気液の密度比 ( $\rho_v / \rho_l$ ) が小さくなり極低温流体であっても物性的に熱力学的効果が起こりにくくなる。このため、熱力学的効果の増大はもはやこれ以上望めなくなり、頭打ちとなりインデューサ揚程が低下し始めるようになるものと考えられる。



## 8. 結言

液体窒素(80K)中のインデューサの翼に沿った 8 箇所での圧力変動の測定を行った。その測定結果を基に、インデューサ翼端に発生するキャビテーション領域を推定しキャビティ長さを求めた。これと水試験における可視化観察のキャビティ長さの比較から、キャビティ長さに対する温度降下量 $\Delta T$ の変化を求めた。これより、熱力学的効果の大きさはキャビティの長さによって変化しており、その変化の様子は一様ではなく、キャビティがスロートに達するあたりで温度降下量の増加は一度停滞するが、その後キャビティが翼間に入ると再び温度降下量は増加することが分かった。しかし、温度降下量が大き

くなり、推定されるキャビティ内の温度が三重点の温度に近づくと、温度降下量の増加は頭打ちとなり、それ以上の熱力学的効果は期待出来なくなり、この付近からインデューサの性能低下が起り始めることが分かった。

## 謝辞

インデューサ試験機の製作に尽力いただいた石川島播重工業(株)の安富義展氏に謝意を表す。また、極低温インデューサ試験施設の維持・運用に協力いただいている神戸製鋼所(株)の山下重正氏、小倉康正氏に感謝する。

## 参考文献

- (1) Stahl, H. ・ほか 2 名 Trans. ASME, J. Basic Eng., 78, (1956), 1691-1693.
- (2) Stepanoff, A., J., Trans. ASME, J. Eng. Power, 86, (1964), 195-200.
- (3) Ruggeri, R. S., Moore, R. D., NASA Technical Note, (1969), NASA TN D-5292.
- (4) Ball, C. L. ・ほか 2 名、 NASA Technical Memorandum, (1967), NASA TM X-1360.
- (5) 前川康和 ・ほか 3 名、機論、63-605, B(1997), 132-138
- (6) 吉田義樹 ・ほか 6 名、ターボ機械、(2005), 33-8, 468-475.
- (7) Franc, J. P. ・ほか 2 名、 Trans. ASME, J. Fluids Eng., 126 (2004), 716-723.
- (8) 渡邊 聡 ・ほか 3 名、機論、64-622, B(1998), 1675-1682.
- (9) 鴨野博道 ・ほか 4 名、第 7 回キャビテーションに関するシンポジウム、(1992), pp.43-48.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-020

---

発行 平成18年3月31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)ピー・シー・シー・

---

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:029-868-2079 FAX:029-868-2956

---

© 2006 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・電子媒体に加工することを禁じます。

