

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

---

## 熱力学的効果が亜同期旋回キャビテーションに与える影響

吉田 義樹，南里 秀明，菊田 研吾，風見 佑介，  
伊賀 由佳，井小萩 利明

2009 年 12 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 熱力学的効果が亜同期旋回キャビテーションに 与える影響\*

吉田 義樹<sup>\*1</sup>, 南里 秀明<sup>\*1</sup>, 菊田 研吾<sup>\*1</sup>,  
風見 佑介<sup>\*2</sup>, 伊賀 由佳<sup>\*3</sup>, 井小萩 利明<sup>\*3</sup>

## Influence of Thermodynamic Effect on Sub-synchronous Rotating Cavitation\*

Yoshiki YOSHIDA<sup>\*1</sup>, Hideaki NANRI<sup>\*1</sup>, Kengo KIKUTA<sup>\*1</sup>,  
Yusuke KAZAMI<sup>\*2</sup>, Yuka IGA<sup>\*3</sup> and Toshiaki IKOHAGI<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

To investigate the influence of the thermodynamic effect on the sub-synchronous rotating cavitation, we conducted experiments in which liquid nitrogen was set at different temperatures (74 K, 78 K and 83 K) with focusing on the fluctuation of the cavity length. Sub-synchronous rotating cavitation appeared at lower cavitation numbers in liquid nitrogen at 74 K, which was the same as that in cold water. In contrast, in liquid nitrogen at 83 K, the occurrence of sub-synchronous rotating cavitation was suppressed on the increase of thermodynamic effect due to the rising temperature. Furthermore, the unevenness of cavity length under the synchronous rotating cavitation was also decreased by the thermodynamic effect. However, surge mode oscillation occurred simultaneously under the condition of weakened synchronous rotating cavitation. Cavity lengths on the blades oscillated with the same phase maintained the uneven cavity pattern. It was estimated that the thermodynamic effect weakened the peripheral cavitation instability, i.e., synchronous rotating cavitation, but axial cavitation instability, i.e., surge mode oscillation, was induced easily because of the synchronization of the cavity fluctuation with an acoustic resonance in the present inlet-pipe system.

**Keywords:** Sub-synchronous Rotating Cavitation, Thermodynamic Effect, Surge Mode Oscillation, Acoustic Resonance

### 1. 緒 言

インデューサには、キャビテーション数の低いところで亜同期旋回キャビテーションが発生する。実験的には周方向に異なる位置での2箇所以上の圧力変動の位相解析から、不均一なキャビティパターンがインデューサと

同じ回転方向に回転速度比 $\omega/\Omega$ （絶対系から見た旋回角速度／ロータの回転角速度）＝0.8～0.9程度で回転することが知られている<sup>[1][2]</sup>。しかし、亜同期旋回キャビテーションはキャビティがスロートを越えてかなり成長した状態で、且つ超同期旋回キャビテーションに比べて振動するキャビティの振幅が小さく、キャビティ後縁でクラ

\* 平成21年9月29日 受付 (Received 29 September, 2009)

\*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 JAXA 技術研修生〔学籍：東北大学流体科学研究所〕(JAXA Research Student, Institute of Fluid Science, Tohoku University)

\*3 東北大学流体科学研究所 (Institute of Fluid Science, Tohoku University)

ウドが分離するようになるので、高速度ビデオの可視化画像からでも、その旋回の様相を観察することが難しい。

一方、最近のキャビテーションCFDでは、この亜同期旋回キャビテーションをシミュレーションする事も可能となっており、その旋回のメカニズムも明らかにされつつある<sup>[3][4]</sup>。

亜同期旋回キャビテーションが発生するのはキャビテーション数が低く、インデューサの揚程低下が始まる手前であり、この辺りではキャビテーションの非定常特性であるマスフローゲインファクターが急増しキャビテーションに起因する不安定性が高まることから、亜同期旋回キャビテーションは配管システムと連成するようなサージモード的な振動に転換したり、両者が相互に干渉することもある<sup>[2]</sup>。

本実験では、意図的に液体窒素の温度を変化させ（74 K, 78 K, 83 K）、作動流体の温度変化によって生じる熱力学的効果の差が、亜同期旋回キャビテーションとこれに関連するサージモード的なキャビティの振動に与える影響について調べた。なお、上述したように亜同期旋回キャビテーションは、キャビテーション数が小さく、キャビティ長さがスロートを越えた非常に長い状態で出現し、こういった条件下ではキャビテーションの熱力学的効果が顕著に現れる<sup>[5]</sup>。

## 2. 記号

$C$	: インデューサ翼弦長
$C_{pl}$	: 液体の定圧比熱
$f$	: 振動数
$F$	: 流体力
$F_{ref}$	: 基準流体力
$h$	: 翼列のスペーシング
$L$	: 蒸発潜熱
$L_c$	: キャビティ長さ
$L_{cave}$	: 平均キャビティ長さ
$Q$	: 流量
$Q_d$	: 設計流量
$St$	: ストローク数 $= f \cdot L_{cave}(\sigma) / U$
$T$	: 温度
$T_\infty$	: 参照点の温度
$\tau$	: 通過時間 (transit time) $= L_c / U$
$U$	: インデューサ翼端周速度
$\alpha_l$	: 熱拡散率
$\rho_l$	: 液体の密度
$\rho_v$	: 蒸気の密度
$\Sigma$	: thermodynamic function [m/s <sup>3/2</sup> ] [式 (2)]
$\Sigma^*$	: 無次元熱力学パラメータ [式 (1)]

$\sigma$	: キャビテーション数
$\sigma_0$	: 基準キャビテーション数
$\psi$	: 揚程係数
$\psi_0$	: 基準揚程係数
$\Omega$	: 軸の回転角速度
$\omega$	: 旋回キャビテーションの旋回角速度

## 3. 実験設備および実験方法

実験方法は、JAXA 角田宇宙センターで従来行ってきた方法と同様であるので、本報ではその説明は略す。詳細は既報<sup>[5][6]</sup>を参照していただきたい。なお、インデューサの翼枚数は3、ソリディティは  $C/h$  ( $C$ : インデューサ翼弦長,  $h$ : 翼列のスペーシング)  $\approx$  約 2.1 であり、インデューサは電動機で増速機を介して駆動され、実験回転数は 18300 rpm (305 Hz)、実験流量比は  $Q/Q_d = 1.06$  ( $Q_d$ : 設計流量) である。

また、翼に沿って配置した8個の圧力センサで翼端付近に生じるキャビテーション領域を間接的に観察し、翼前縁からキャビティ後縁までをキャビティ長さ ( $L_c$ ) とした。次章以下に述べるキャビティが旋回する様相は、主にこのキャビティ長さの変動をもとにして調べた。

## 4. 亜同期旋回キャビテーションの変動の様相

まず、熱力学的効果が小さい液体窒素 74 K の場合の翼間（スロート部に相当する位置）の圧力変動を周波数分析した結果を図1に示す。また、8個の圧力センサから観察したキャビティ変動の様相を図2に示す。図1の圧力変動の周波数分析結果を見ると、キャビテーション数の高い方から順に、(a) 超同期旋回キャビテーション ( $\omega/\Omega = 1.22 \sim 1.1$ )、(b) 同期旋回キャビテーション ( $\omega/\Omega = 1.0$ )、(c) 亜同期旋回キャビテーション ( $\omega/\Omega = 0.9$ ) と順に発生しており、これらは3枚羽根インデューサでの従来の Tsujimoto らの水試験の結果<sup>[1]</sup> や Zoladz の液体酸素での結果<sup>[7]</sup> と大差なく、旋回速度比 ( $\omega/\Omega$ ) も酷似している。

次に図2で各旋回キャビテーションの伝播する様相を見ると、図2(a)に示す超同期旋回キャビテーションの場合は、キャビティ長さの不均一なパターンがインデューサの回転毎にインデューサの回転方向に移りかわることが観察され（例えば長いキャビティが発生している翼が、Blade3, 2, 1と移動しており約5回転で元の状態に戻っている）インデューサの回転方向に旋回速度比  $\omega/\Omega = 1.2$  で旋回していることが出来る。

一方、図2(b)に示す同期旋回キャビテーションでは、キャビティ長さは不均一性を維持したままインデューサの回転に係わらず、ほぼ定常の状態となっていることが

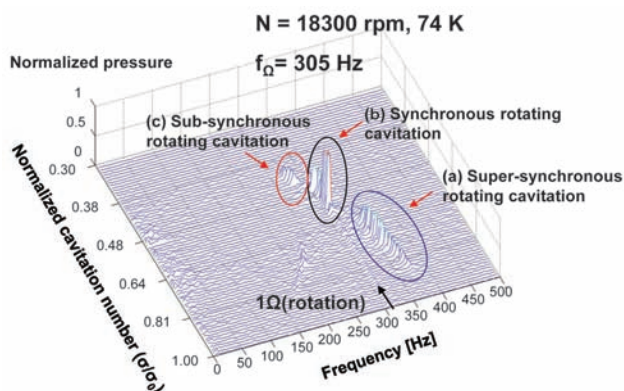


Fig. 1 FFT analyses of unsteady pressure fluctuation at 74 K

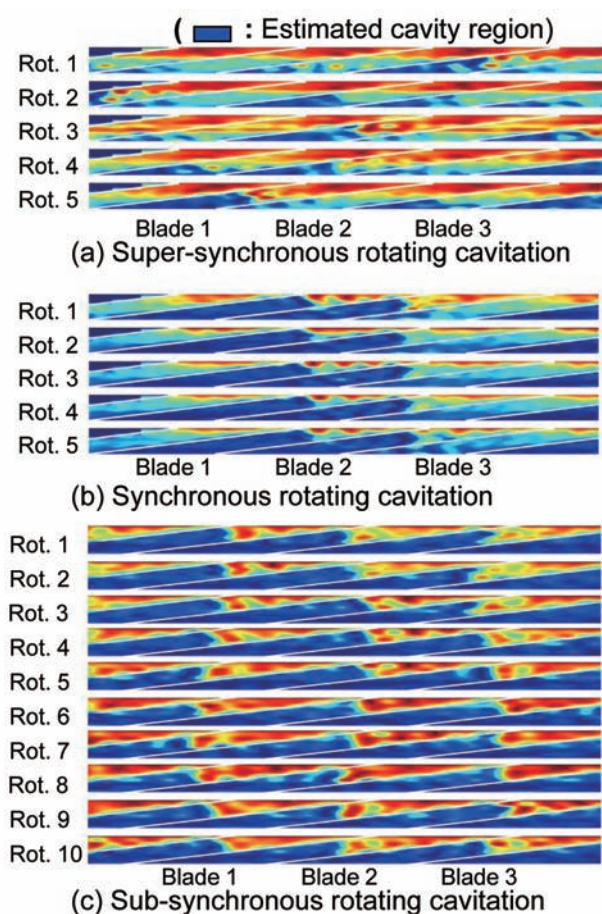


Fig. 2 Indirect observations of rotating cavitations at 74 K

分かる。

これらに対して図 2 (c) に示す亜同期旋回キャビテーションの場合は、最も長いキャビティが発生している翼が、Blade 1, 2, 3 と移り変わって約 9 ～ 10 回転で元の状態に戻っており、超同期旋回キャビテーションほど明瞭ではないが、インデューサの回転方向に回転速度比  $\omega/\Omega = 0.9$  で旋回していると見ることが可能である。これは、回転系で見た超同期旋回キャビテーションの場合の伝播

方向とは逆方向である。また、亜同期旋回キャビテーションの場合はキャビティ長さ ( $L_c$ ) はスロートと翼後縁の間で振動しており ( $1.4 < L_c/C < 1.6$ )、キャビティがスロートよりも短くならないことを特徴とする。

一般に、亜同期旋回キャビテーションによる軸振動の振幅は他の旋回キャビテーションに比べて格段に小さい。これは、上述したように亜同期旋回キャビテーションのキャビティ長さの変動は翼間内に限定されて翼の迎角変化に与える影響が小さく、且つその振幅が比較的小さいことによるものと考えられる。

## 5. 亜同期旋回キャビテーションへの熱力学的効果

次に、作動流体温度が各 74 K, 78 K, 83 K の場合での代表的な超同期旋回キャビテーション、同期旋回キャビテーション、亜同期旋回キャビテーションのキャビティの変動の様相を軸回転の 50 回転分として図 3 に比較して示す。図中にはインデューサまわりの非定常圧力分布を積分して求めたインデューサに作用する流体力も示している。但しこの流体力は実際のインデューサに作用する力そのものではないので、ここでは流体力を検討する一指標として示す。

また、横軸を無次元熱力学パラメータ  $\Sigma^*$  [8] [9]

$$\Sigma^* = \Sigma \sqrt{\frac{C}{U^3}} \quad (1)$$

で表した各種旋回キャビテーションの発生範囲を、圧力変動の振幅をバブルの直径で表して図 4 に示す。また、図 4 中には 10 % 揚程低下点も示した。

式 (1) 中の  $\Sigma$  は Brennen<sup>[10]</sup> によって提案された thermodynamic function [ $\text{m/s}^{3/2}$ ] であり温度のみに依存する物性値である。

$$\Sigma = \frac{(\rho_v L)^2}{\rho_l^2 C_{pl} T_\infty \sqrt{\alpha_l}} \quad [\text{m/s}^{3/2}] \quad (2)$$

無次元熱力学パラメータ  $\Sigma^*$  が大きいほど、インデューサに作用するキャビテーションの熱力学的効果の程度は大きくなることが、既に Watanabe ら<sup>[9]</sup> によって解析され、Franc ら<sup>[8]</sup> の実験結果と比較されている。表 1 に今回の実験条件である三温度の  $\Sigma$  と  $\Sigma^*$  を比較して示す。今回の実験では、回転数が同一であるため、作動流体の温度が高いほど  $\Sigma$  が大きくなるので熱力学パラメータ  $\Sigma^*$  が大きくなり熱力学的効果の程度が大きく現れることが予想される。

図 3 と図 4 より、旋回キャビテーションに与える熱力学的効果をまとめると以下となる。

(1) 熱力学的効果が、超同期旋回キャビテーションの変動



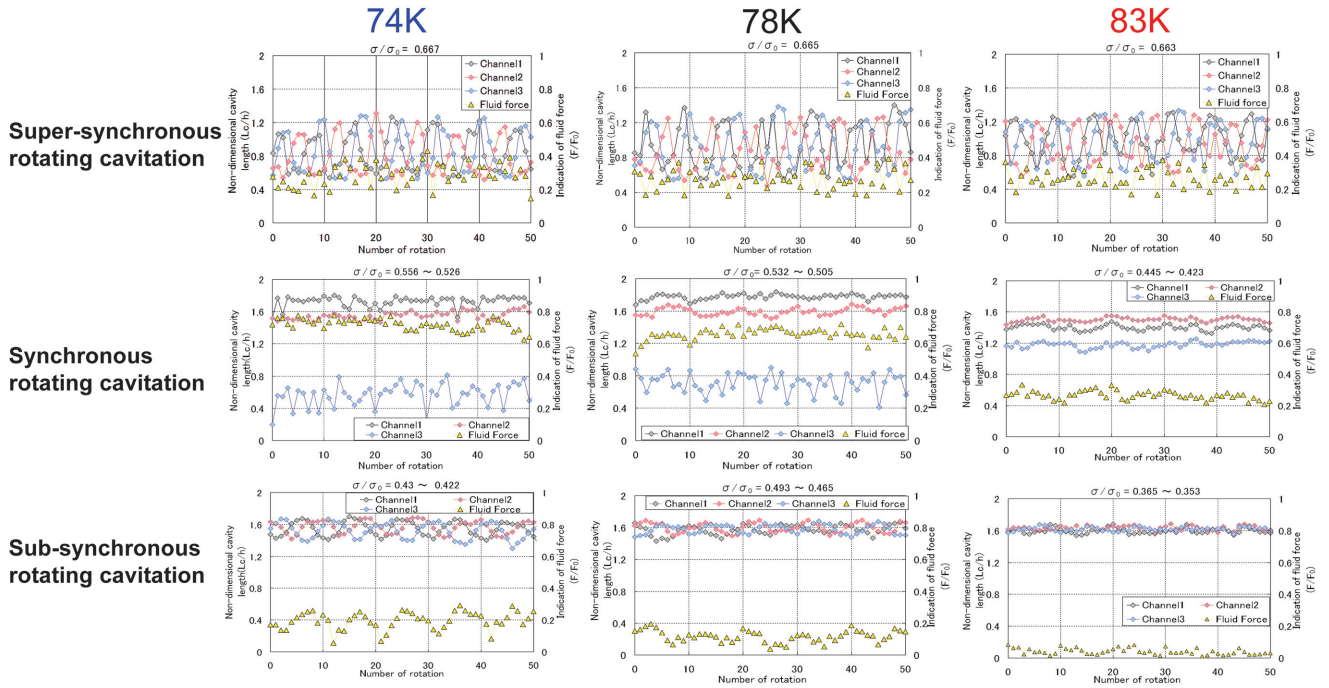


Fig. 3 Fluctuation of cavity length under rotating cavitations at temperatures of 74 K, 78 K and 83 K

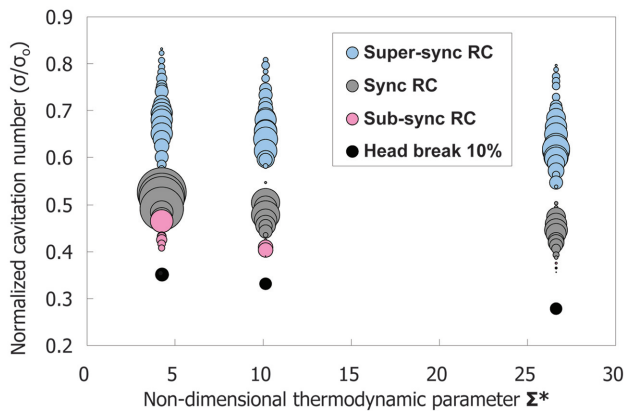


Fig. 4 Influence of the non-dimensional thermodynamic parameter on rotating cavitations

Table. 1 Comparison of the non-dimensional thermodynamic parameter  $\Sigma^*$  in nitrogen

Temperature T (K)	Rotation N (rpm)	$\Sigma$ (m/s <sup>3/2</sup> )	$\Sigma^* = \Sigma (C/U^3)^{1/2}$
74	18300	1.4E+04	4.3
78	18300	3.3E+04	10.2
83	18300	8.6E+04	26.6

振幅の大きさに与える影響は小さい<sup>[11]</sup>.

(2) 熱力学的効果は、同期旋回キャビテーションのキャビティ長さ不均一に影響し、熱力学的効果が大きいほどキャビティ不均一の程度は小さくなる<sup>[11]</sup>.

(3) 熱力学的効果が、亜同期旋回キャビテーションの変

動振幅に与える影響は大きく、熱力学的効果が大きいほど亜同期旋回キャビテーションは発生し難くなる。

(4) 図4より旋回キャビテーションの発生点、および揚程低下点のキャビテーション数は、無次元熱力学パラメータ ( $\Sigma^*$ ) の増大とともに低キャビテーション数側にシフトしている。実験数は少ないが、 $\Sigma^*$  に対してほぼ直線的に各現象の臨界キャビテーション数が低下する傾向が見てとれる。

## 6. 同期旋回キャビテーション発生下のサージモード的振動の様相とその検討

一方、図5に示す83 Kの場合の圧力変動の周波数解析を詳細に見ると、74 Kの場合にはなかった同期旋回キャビテーションの発生下に周波数  $f = 25$  Hz ( $\omega/\Omega = 0.08$ ) の振幅の小さいスペクトルが出現している。この時のキャビティ長さの変動と様相を時系列で調べたものが、図6と図7であり、キャビティ長さは不均一性を保持（弱い同期旋回キャビテーションの状態）しているが、翼3枚のキャビティは、ほぼ同じ位相で25 Hzで変動しており、旋回キャビテーションのように、翼から翼へ伝播するような現象でないことが分る。また、翼一枚のキャビティの変動に着目すると、その変動の様子は図2(c)に示した亜同期旋回キャビテーションの場合と似ている。しかし、翼3枚の相互の位相関係を見ると亜同期旋回キャビテーションには位相差があって、その結果旋回現象のように見てとれるが、図7では翼相互の位相差は認めらずサージモード

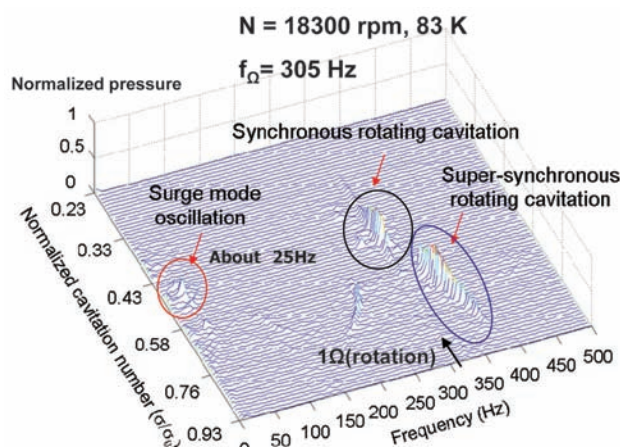


Fig. 5 FFT analyses of unsteady pressure fluctuation at 83 K

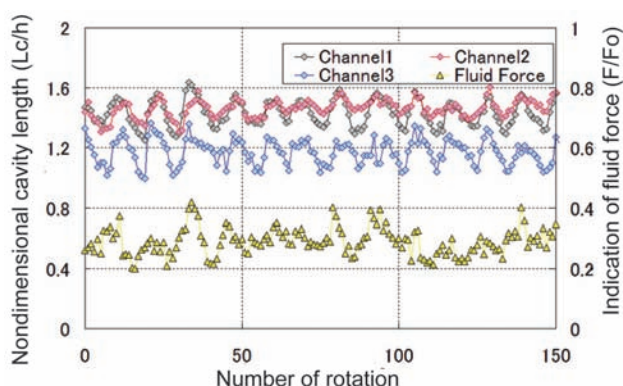


Fig. 6 Fluctuation of cavity length under surge mode oscillation at 83 K

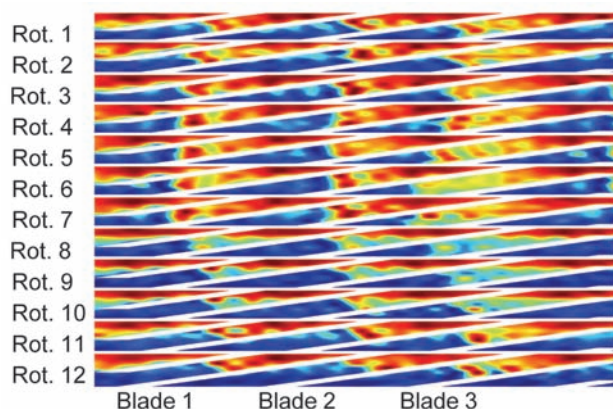


Fig. 7 Indirect observations of surge mode oscillation at 83 K

的にキャビティが振動していることが分かる。

これは、液体窒素温度が83 Kの場合には熱力学的効果が大きくなるのでキャビティの成長が抑制され、74 Kの場合のように発散的に不均一が成長し、そこで安定するのではなく、不均一だが安定な状態に陥ることを阻害さ

れているように思える。この理由について以下に熱力学的効果を時間の要素から考えてみる。

キャビティ気泡が翼前縁で初生し、測定されたキャビティ長さの後縁で崩壊消滅していると考え、気泡の通過時間 (transit time) の代表値としては、キャビティ長さ  $L_c$  を考えて  $\tau = L_c/U$  と考えることが妥当である。無次元熱力学パラメータ  $\Sigma^*$  において時間の項は、 $C/U$  に相当するが、これを気泡の通過時間  $\tau = L_c/U$  に置き換えて考えるとキャビティ長さが短い場合に比べてキャビティ長さが長いほど、実効の  $\Sigma^*$  の影響は大きくなり熱力学的効果の程度も大きくなることが予想される。事実、水試験と窒素試験との比較結果から、インデューサではキャビティ後縁が下流隣接翼の前縁を越えると、熱力学的効果によるキャビティの温度降下が急激に増加することが Yoshida ら<sup>[5]</sup> によって示されている。

このため、83 K のように熱力学的効果が大きいと周方向不安定モードとしての同期旋回キャビテーションのキャビティの不均一性は小さくなり、他方の軸方向不安定モードであるサージ的な振動が出現しやすくなったものと考えられる。

また、サージモード的な振動の周波数である 25 Hz について調べたところ、インデューサ入口配管の圧力変動にはこの周波数は現れていたが、出口配管の圧力変動には認められなかった。このような低周波数 (25 Hz,  $\omega/\Omega = 0.08$ ) かつ、上流の影響を受けて発生するようなサージモード的な振動が現れた理由として、上流配管での音響的共鳴がその一原因と考えられる。液体窒素 (83 K) の音速 (847 m/s@83 K) から求められる、上流の配管長  $L$  (ランタンク出口～インデューサ入口) を  $1/4$  波長とする共鳴周波数は約 23 Hz であり、これは今回観察された 25 Hz に近く、サージモード的な振動の周波数はこの音響共鳴周波数の影響を受けているものと考えている。

## 7. 旋回キャビテーションの周波数のストローハル数的解釈

本実験では、図 8 (74 K) および図 9 (83 K) に示すように既に翼端でのキャビテーション長さ ( $L_c$ ) を測定している<sup>[11]</sup> ので、このキャビティ長さを“長さ基準”として、翼回転系でのキャビティ変動周波数  $f$  ( $(\omega/\Omega - 1) \cdot \Omega/2\pi$ ) をストローハル数  $St (= f \cdot L_{cave}(\sigma)/U$ ,  $U$ : インデューサ翼端での周速度) で整理した。なお、ここでストローハル数の算出に用いた  $L_{cave}(\sigma)$  は平均キャビティ長さであり、旋回キャビテーションの場合はその変動の時間平均長さを 3 枚の翼で平均した長さとした。図 8 と図 9 中に示した平均キャビティ長さはこの  $L_{cave}(\sigma)$  を示す。また、図 8 と図 9 の下段には図 1 と図 5 に示した翼間圧力

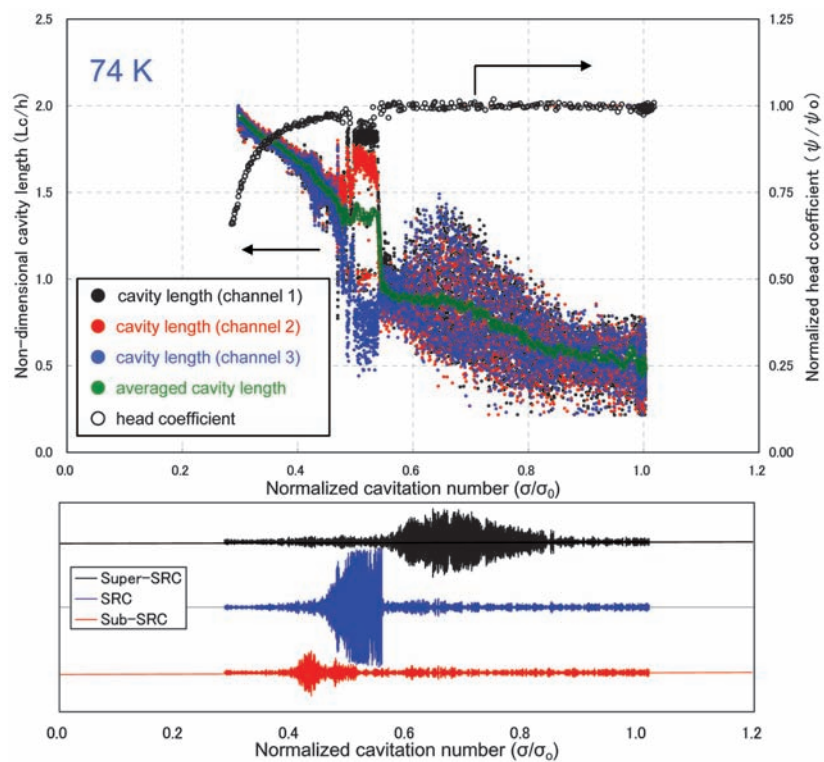


Fig. 8 Cavitation performances and cavity length of each channel and averaged cavity length (top), pressure fluctuations (bottom) for 74 K

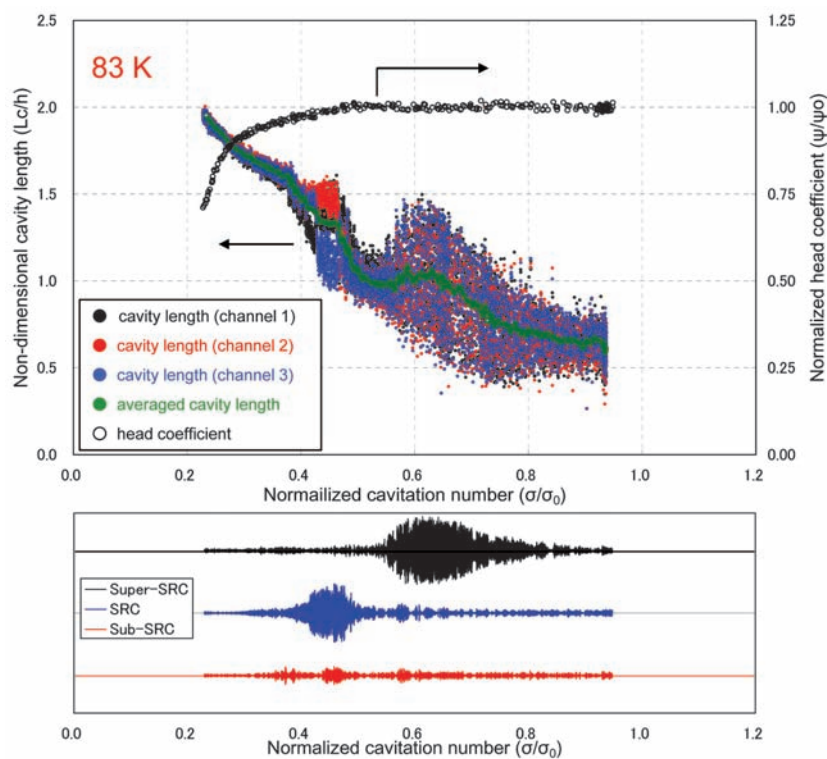


Fig. 9 Cavitation performances and cavity length of each channel and averaged cavity length (top), pressure fluctuations (bottom) for 83 K



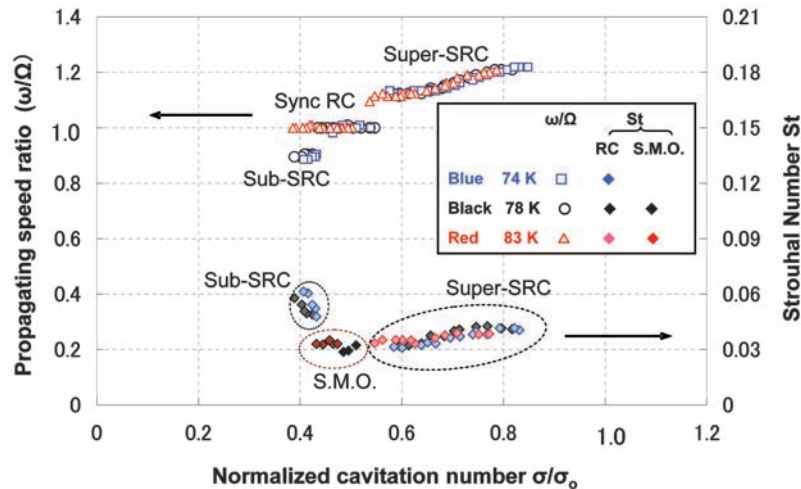


Fig. 10 Propagating speed ratio of rotating cavitation  $\omega/\Omega$ , and Strouhal number  $St$  of rotating cavitations and surge mode oscillation

変動の、超同期／同期／亜同期旋回キャビテーションに相当する振動数のみをバンドパスフィルターで抽出した圧力変動の振幅の大きさを相対的に比較して示す。また、図10に旋回速度比  $\omega/\Omega$  とストローハル数  $St$  をキャビテーション数  $\sigma/\sigma_0$  を横軸として示す。

図4に示したように、熱力学的効果によって各旋回キャビテーションが発生するキャビテーション数が左側へシフトすることは認められるが、このシフト量を考慮すると各旋回キャビテーションについて旋回速度比  $\omega/\Omega$  とストローハル数  $St$  そのものについては熱力学的効果の影響は顕著に認められない。ストローハル数でみるとキャビティの変動周波数は、超同期旋回キャビテーション ( $0.6 < L_{cave}(\sigma)/C < 1.0$ ) では、ストローハル数が0.04から0.03付近までに単調に減少し、同期旋回キャビテーション ( $St = 0$ ) に遷移する。そして、同期旋回キャビテーション下で現れるサージモード的な変動の周波数 ( $f = 25$  Hz) は、超同期旋回キャビテーションのストローハル数の延長上の範囲にある。しかしながら、亜同期旋回キャビテーションに遷移した後のストローハル数は0.05～0.06となっていて超同期旋回キャビテーションのストローハル数とは異なっている。これは平均キャビティ長さ  $L_{cave}(\sigma)$  が、この付近で約1.0から約1.5に急増することがストローハル数を増大させる原因となっている。

従って、本実験で観察されたサージモード的なキャビティの振動は、本来のキャビティ不安定として持つ変動周波数が、入口配管での音響共鳴現象で比較的大きく増幅されたものと考えられる。また、超同期旋回キャビテーションと亜同期旋回キャビテーションはストローハル数の違いから見ても、両者の旋回メカニズムは相異なるものと考えられ、超同期旋回キャビテーションは翼端漏れ渦キャビテーションのキャビティ後縁の隣接翼前縁へ

の入射角への干渉によるものであり、亜同期旋回キャビテーションは翼前縁負荷の減少と翼後縁負荷の増大の転換 (switching) に起因する変動と思われる。

## 8. 結 言

亜同期旋回キャビテーションに対するキャビテーションの熱力学的効果の影響を調べるために、異なる温度の液体窒素を用いて実験を行い、キャビティ長さに着目して考察を進めて以下の知見を得た。

- (1) 平均キャビティ長さがスロートに達しないような超同期旋回キャビテーションでは熱力学的効果は現れにくい。
- (2) 2流路のキャビティ長さがスロートを越えるような同期旋回キャビテーションのキャビティ長さ不均一の程度には熱力学的効果が影響し、熱力学的効果が大きい程その不均一の程度は小さくなる。
- (3) 熱力学的効果が大きく同期旋回キャビテーションのキャビティ長さの不均一性が抑制されるような場合には、サージモード的な振動を伴う場合があった。これはキャビティ本来の変動周波数が入口配管の音響共鳴周波数と一致することによって圧力変動の振幅が増大したものと考えられる。
- (4) 翼3枚のキャビティ長さがスロートを越えるような亜同期旋回キャビテーションでは熱力学的効果によりその発生が抑制される場合があった。
- (5) キャビティ長さを基準としたキャビテーション変動のストローハル数は、超同期旋回キャビテーションと亜同期旋回キャビテーションでは異なる。



## 謝 辞

本実験に用いたキャビティ長さ変動のデータ解析手法の構築に貢献してくれた東北大学院生笹尾好史君に心からお礼申し上げる。

## 参考文献

- [1] Tsujimoto, Y., Yoshida, Y., Maekawa, Y., Watanabe, S. and Hashimoto, T., 1997, "Observations of Oscillating Cavitation of an Inducer," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 119, pp. 768-774.
- [2] Yoshida, Y., Hashimoto, T., Shimagaki, M. and Watanabe, S., 2006, "An Overview of Sub-synchronous Rotating Cavitation," *Tubomachinery*, in Japanese, Vol. 34, No. 3, (2006-3), pp. 168-180.
- [3] Iga, Y., Nohmi, M., Goto, A. and Ikohagi, T., 2004, "Numerical Analysis of Cavitation Instabilities Arising in the Three-Blade Cascade," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 126, pp. 419-429.
- [4] Pouffary, B., Patella, R. F., Reboud, J. and Lamber P., 2008, "Numerical Analysis of Cavitation Instabilities in Inducer Blade Cascade," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, pp. 041302-1-041302-8.
- [5] Yoshida, Y., Kikuta, K., Hasegawa, S., Shimagaki, M., and Tokumasu, T., 2007, "Thermodynamic Effect on Cavitaing Inducer in Liquid Nitroge," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 129, pp. 273-278.
- [6] Yoshida, Y., Sasao, Y., Okita, K., Hasegawa, S., Shimagaki, M., and Ikohagi, T., 2007, "Influence of Thermodynamic Effect on Synchronous Rotating Cvaitation," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 129, pp. 871-876.
- [7] Zoladz, T., 2000, "Observations on Rotating Cavitation and Cavitation Surge From the Development of the Fastrac Engine Turbopump," *Proceedings of the 36<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, AL*, Paper No. AIAA 2000-3403.
- [8] Franc, J. P., Rebattet, C., and Coulon, A., 2004, "An Experimental Investigation of Thermal Effects in a Cavitating Inducer," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 126, pp. 716-723.
- [9] Watanabe, S., Hidaka, T., Horiguchi, H., Furukawa, A., and Tsujimoto, Y., 2007, "Analysis of Thermodynamic Effects on Cavitation Instabilities," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 129, pp. 1123-1130.
- [10] Brennen, C. E., 1973, "The Dynamic Behavior and Compliance of a Stream of Cavitating Bubbles," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 95, pp. 533-541.
- [11] Yoshida, Y., Sasao, Y., Watanabe, M., Hashimoto, T., Iga, Y. and Ikohagi, T., 2009, "Thermodynamic Effect on Rotating Cavitation in an Inducer," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 131, 091302.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-09-005

---

発 行 平成 21 年 12 月 4 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) 東京プレス

---

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

---

© 2009 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。

