

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

熱力学的効果が同期旋回キャビテーションに与える影響

吉田 義樹, 笹尾 好史, 沖田 耕一
長谷川 敏, 橋本 知之, 井小萩 利明

2007年9月

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

熱力学的効果が同期旋回キャビテーションに与える影響*

吉田 義樹^{*1}, 笹尾 好史^{*2}, 沖田 耕一^{*3},
長谷川 敏^{*1}, 橋本 知之^{*1}, 井小萩 利明^{*4}

Influence of Thermodynamic Effect on Synchronous Rotating Cavitation*

Yoshiki YOSHIDA^{*1}, Yoshifumi SASAO^{*2}, Kouichi OKITA^{*3},
Satoshi HASEGAWA^{*1}, Tomoyuki HASHIMOTO^{*1} and Toshiaki IKOHAGI^{*4}

Abstract

Synchronous rotating cavitation is one type of cavitation instability, causing synchronous shaft vibration or head loss. On the other hand, cavitation in cryogenic fluids has a thermodynamic effect on cavitating inducers because of thermal imbalance around the cavity. To investigate the influence of the thermodynamic effect on synchronous rotating cavitation, we conducted experiments in which liquid nitrogen was set at different temperatures (74 K, 78 K and 83 K). We clarified the thermodynamic effect on synchronous rotating cavitation in terms of cavity length, fluid force, and liquid temperature. Synchronous rotating cavitation occurs at the critical cavity length of $Lc/h = 0.8$, and the onset cavitation number shifts to a lower level due to the suppression of cavity growth by the thermodynamic effect, the influence of which becomes more significant with rising liquid temperature. Furthermore, we confirmed that the fluid force acting on the inducer increases markedly under conditions of synchronous rotating cavitation.

Key Words : Cavitation, Inducer, Cryogenics, Fluid Force, Flow Instability

*平成19年6月6日受付 (received 6 June, 2007)

*1 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)

*2 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)

*3 宇宙基幹システム本部宇宙輸送システム技術部 (Space Transportation Engineering Department, Office of Space Flight and Operations)

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

1. 緒 言

ロケットエンジンでは高推力を得ることを目的としてターボポンプが用いられる。ターボポンプの一要素であるインデューサは、吸い込み性能を向上させるためにメインインペラの upstream に取り付けられている。しかし、インデューサには運転条件によって旋回キャビテーションやキャビテーションサージに代表されるキャビテーション不安定の発生が確認されている。特にキャビテーション不安定の一種である同期旋回キャビテーションは揚程低下や同期軸振動の原因となる⁽¹⁾。

一方、液体ロケットの推進剤として用いられる液体水素、液体酸素など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。キャビテーションの熱力学的効果とは、キャビティと周囲の流体との間で蒸発に必要な熱移動が起こり、この熱移動によってキャビティ周囲の温度が低下し、キャビティ内部の飽和蒸気圧が低下する現象である。これによりキャビティの成長が抑制され、インデューサのキャビテーション性能が向上する。しかし、その性能向上の程度は作動流体の熱力学的物性と翼列設計の流体力学的要素に依存する。この内、物性に依存する熱力学的効果のみを考えた場合には、その程度の大小は Brennen⁽²⁾によって提案されている thermodynamic function で評価出来る。また、熱力学的効果とインデューサに発生するキャビテーション不安定の関係を明らかにするために、Franc ら⁽³⁾、Cervone ら⁽⁴⁾によってフロン(R114)や高温水を用いた研究が行われてきているが、データの数が少なく依然未解明な部分が多い。

本研究では、熱力学的効果とキャビテーション不安定の関係を調べることを目的として、同期旋回キャビテーションに着目し、熱力学的効果の程度に変化を与えるために意図的に異なる3種の温度(74 K, 78 K, 83 K)の液体窒素を用いて実験を行った。また、キャビテーションの熱力学的効果に関する他の研究⁽³⁾⁻⁽⁶⁾と同様にインデューサの翼端でのキャビティ長さを一つのパラメータとして選定し、キャビテーションの発生状態について考察した。

2. 記 号

C	: インデューサ翼弦長
C_{pl}	: 液体の定圧比熱
F	: 流体力
F_{max}	: 流体力の最大値

h	: 翼列のスペーシング
L	: 蒸発潜熱
L_c	: キャビティ長さ
T_{∞}	: 温度
U	: インデューサ周速度
α_l	: 熱拡散率
Λ	: dynamic fluid parameter [式(2)]
ρ_l	: 液体の密度
ρ_v	: 蒸気の密度
Σ	: thermodynamic function [式(1)]
σ	: キャビテーション数
σ_0	: 基準キャビテーション数
ψ	: 揚程係数
ψ_0	: 基準キャビテーション数での揚程

3. 実験設備および実験方法

3・1 実験設備

実験は JAXA 角田宇宙センターにある極低温インデューサ試験設備にて行った。試験設備は作動流体をランタンクからキャッチタンクへ一方向に流す“tank-to-tank”方式であり、その特徴はランタンク内圧を調節することにより液温の制御が出来ることである。これにより異なる温度の液体窒素を作動流体とすることが出来る⁽⁷⁾。また、実験にはソリディティ(C/h)が約2.1の3枚翼インデューサ⁽⁸⁾を用い、その回転数を実際のターボポンプと同一の18300 rpm とした。

3・2 実験方法

キャビティ長さは直接可視観察により求める事が好ましいが、極低温流体を用いた実験においてインデューサ内部のキャビテーションを可視化することは難しい。そこで、内部の様子を推定するために、図1、図2に示す様にインデューサの翼に沿ってケーシング壁面に Pos. 1(入口側) ~ Pos. 8(出口側)まで合計8個の変動圧センサを設置した。図3がこの圧力センサから出力された変動圧波形の一例である。圧力が低い平坦な領域を飽和蒸気圧に達していると思われ、キャビテーションが発生している領域と考える。図中の同期旋回キャビテーション発生時はキャビティの存在を示す圧力の低い平坦な領域が一流路を除いて確認でき、3枚の翼で不均一なキャビテーションが発生している。一方、同期旋回キャビテーション非発生時には翼通過による周期的な圧力低下が見られるが、不均一性を示す様な状態は認められない。

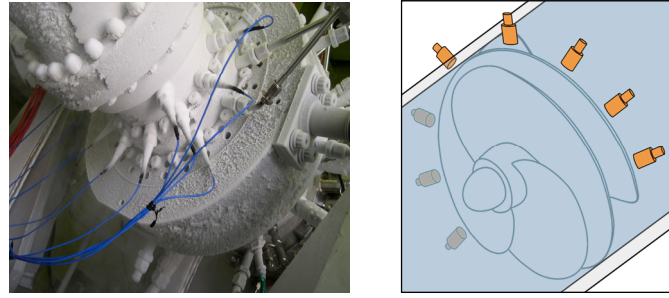


Fig. 1 Photograph and illustration of the test section installed pressure sensors to estimate cavitation region

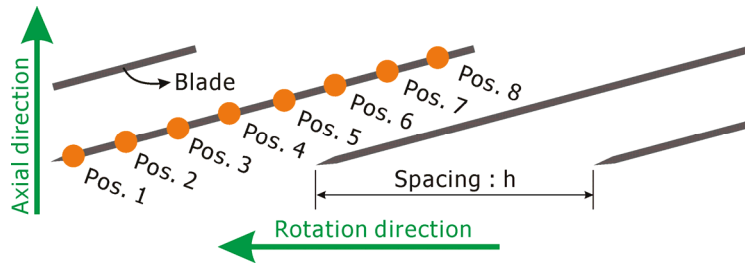


Fig. 2 Development view of the inducer showing location of pressure sensors along the inducer blade

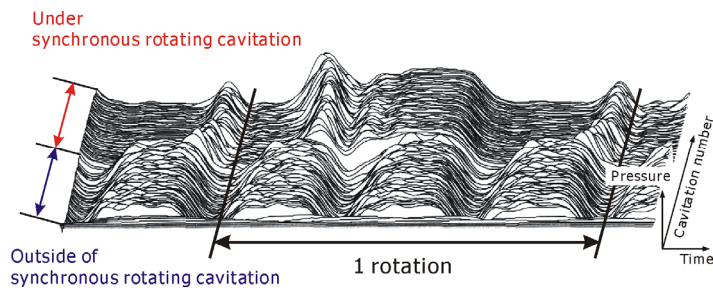


Fig. 3 Waveforms of the pressure fluctuation under synchronous rotating cavitation and normal state at Pos. 4

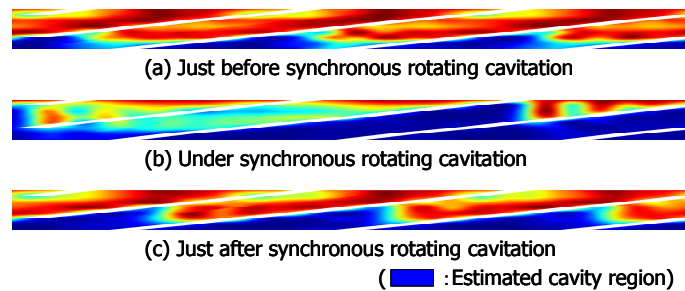


Fig. 4 Figures of estimated cavity region near synchronous rotating cavitation

この出力波形から間接的にインデューサの各翼間流路におけるキャビテーションの発生領域を推定してキャビティ長さを求めた。この実験手法については既に文献(9)で水試験での直接可視化試験との対比からその精度が確認されている。同種のインデューサに関して、翼端から生じるキャビテーションが吸い込み性能やキャビテーション不安定に大きな影響を与えることが過去の研究結果から既知であるため、インデューサ翼端でのキャビティ長さをキャビテーションパラメータとすることは妥当なものであると考えている。図4は圧力セン

サの出力波形からキャビテーションの発生領域を推定し、インデューサの展開面上にこれを表した図である。この図は各位置のセンサの出力波形を再配列し、軸方向の空間分布を内挿することにより求められる。図中の白色が翼、藍色の領域が推定されるキャビテーション発生領域であり、(a) → (c)の順にキャビテーション数が低下する。特に、図4(b)ではキャビテーションの発生状態に不均一性が現れており、これが同期旋回キャビテーションである。これらの図をもとにキャビティ長さを求め、キャビテーションの状態の不均一性について調べた。

4. 同期回転キャビテーションおよび熱力学的効果

4.1 同期回転キャビテーション

同期回転キャビテーションはキャビテーション不安定の一形態であり、この状態になるとインデューサに不釣り合いな流体力が作用し同期軸振動を引き起こす⁽¹⁾。図5は水試験における同期回転キャビテーションの可視観察結果である⁽¹⁰⁾。図にはそれぞれの翼(Blade 1 ~ Blade 3)で発生しているキャビティ後縁の位置を矢印で示している。翼前縁から矢印で示したキャビティ後縁までのキャビティ長さを調べると、各翼で発生するキャビティの長さは Short, Long, Middle と不均一になっていることが確認できる。しかし、同期回転キャビテーションは旋回キャビテーションのようにキャビティ長さの不均一が翼から翼へと移り変わるものではなく、キャビテーションの状態は“非対称”かつ“不均一”ではあるが、各翼から見るとその状態が時間的に変化しないという意味では一種の定常現象であると見なせる。

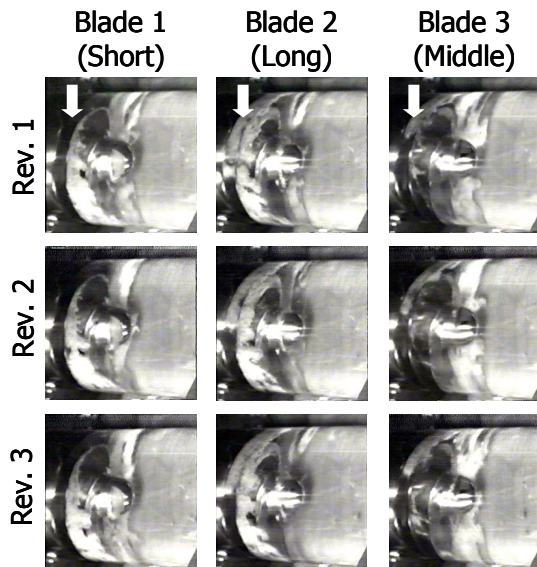


Fig. 5 Photographs of synchronous rotating cavitation which show the unequal cavity length of each blade⁽¹⁰⁾

4.2 熱力学的効果

キャビテーションの熱力学的効果は、物理的にはキャビティの成長に必要な気化熱が周囲の流体からの熱移動により補われ、それに伴ってキャビティ周囲の温度および飽和蒸気圧が低下しキャビティの成長が抑制される現象である。この熱力学的効果は水

素(1気圧条件下における飽和温度が20 K, 以下同様)、酸素(90 K)、窒素(77 K)等の極低温流体中で顕著に現れ、見かけ上ポンプの吸込み性能を向上させる効果をもたらすことが多くの実験において確認されている⁽¹¹⁾。

Brennen⁽²⁾は流れの中にある単一球形気泡の場合におけるキャビティの成長に関するパラメータとして、熱力学的な指標である Thermodynamic function Σ (式(1))と流体力学的な指標である Dynamic fluid parameter Λ (式(2))を提案している。この両パラメータの大小関係からどちらの影響がキャビティの成長に支配的かを見積もることができる。

$$\Sigma = \frac{(\rho_v L)^2}{\rho_l^2 C_{pl} T_\infty \sqrt{\alpha_l}} \quad [\text{m/s}^{3/2}] \quad (1)$$

$$\Lambda = \sqrt{\frac{U^3 \sigma}{C}} \quad [\text{m/s}^{3/2}] \quad (2)$$

図6に水素、酸素、窒素および水の三重点から臨界点までの Σ の変化を示す。図6には今回の実験条件(液体窒素74 K, 78 K, 83 K)と300 Kの水に対する点も併せてプロットした。また、横軸の温度はそれぞれの臨界温度(T_c)で標準化(T/T_c)して示している。実験温度を74 K, 78 K, 83 Kとしたのは、大気圧下の飽和温度77 Kに対して、実験設備の調温機能を生かし $\Sigma(T_\infty)$ を上下に変化させる実験を行う目的で設定した。この図より、水素・酸素・窒素などの極低温流体に対する Σ は300 Kの水と比較すると非常に大きいことが分かる。また、今回実験した液体窒素温度では $\Sigma(74 \text{ K}, 78 \text{ K}, 83 \text{ K}) \gg \Lambda(\approx 6 \times 10^2 [\text{m/s}^{3/2}])$ であるため、熱力学的効果が大きく現れることが予想される。

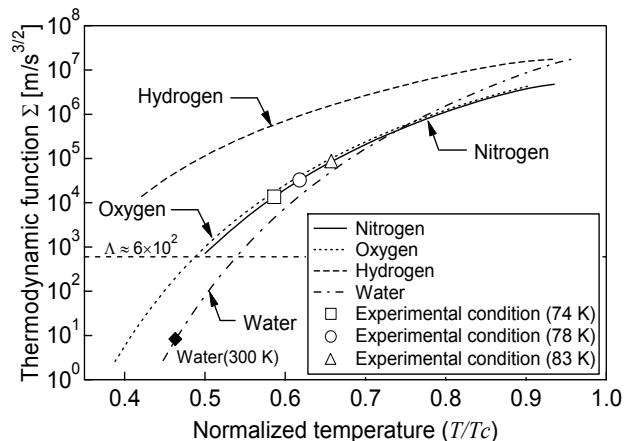


Fig. 6 Variations of the thermodynamic function Σ , including points of experimental conditions and water at 300 K

5. 実験結果

5.1 揚程とキャビティ長さ

図7に74 K, 78 Kおよび83 K(インデューサ入口温度)の液体窒素を用いた実験におけるキャビティ長さ(L_c)の変化を◇で示す. キャビティ長さは, 翼前縁からキャビティが存在すると推定される領域の後縁, すなわち図4に示す藍色の領域の翼に沿った長さとして定義した. 図にはキャビティ長さを翼列のスペーシング(h)で無次元化した L_c/h をキャビテーション数(σ)に対して流路ごとにプロットした. なお, 横軸のキャビテーション数は基準キャビテーション数(σ_0)で基準化した σ/σ_0 で表している. 同期旋回キャビテーション発生時は図5の写真でも見られるように各流路のキャビティ長さが不均一となっている(図中にキャビティ長さの長短を Long, Middle, Short と示した). 一方, 同期旋回キャビテーション非発生時は流路間でキャビティ長さの不均一性はほとんど見られず, キャビテーション数の低下に伴ってキャビティが伸長する様子が分かる.

次に, キャビテーション数に対する揚程(ψ)の変化を●で図7に示す. 揚程も同様に基準としたキャビテーション数(σ_0)における揚程(ψ_0)で基準化した ψ/ψ_0 で示す. 同期旋回キャビテーション発生時には翼間のキャビティ長さとして各翼間流路の流量が異なり, それぞれの翼に対する入射角が変化することによる一時的な揚程低下が確認できる. またキャビテーション数が低

下する方向に見て同期旋回キャビテーションが消滅した後, 一度キャビティ長さがスロート近傍($L_c/h \cong 1.0$)で均一となり一時的に揚程は回復するが, その直後に $L_c/h \cong 1.5$ 近傍まで急激にキャビティが伸長し, それと同時に揚程低下が始まる. $L_c/h \cong 1.5$ に達した以降は, キャビティは比較的緩やかに伸長している. さらに, 各温度の実験においてキャビティ長さが等しい場合は揚程が概ね等しくなっていることより, 揚程低下はキャビティ長さに依存しているものと考えられる. つまり, キャビティの伸長の程度は液体窒素温度, すなわち図6の Σ を指標とするような熱力学的効果に依存するため, その結果として揚程低下に熱力学的効果が現れることが分かる.

5.2 同期旋回キャビテーションと熱力学的効果

同期旋回キャビテーション発生時のキャビティ長さの不均一性(Short, Long, Middle)は74 K, 78 Kおよび83 Kの各条件においてほぼ等しい. このことから, 本試験のような中程度のキャビテーション数で発生する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に関して熱力学的効果はさほど影響を与えていないことが分かる.

一方, 同期旋回キャビテーションは各温度においてキャビティ長さ $L_c/h \cong 0.8$ で発生しているため, 同期旋回キャビテーションの発生限界は流体力学的な要素であるキャビティ長さだけに依存していると言

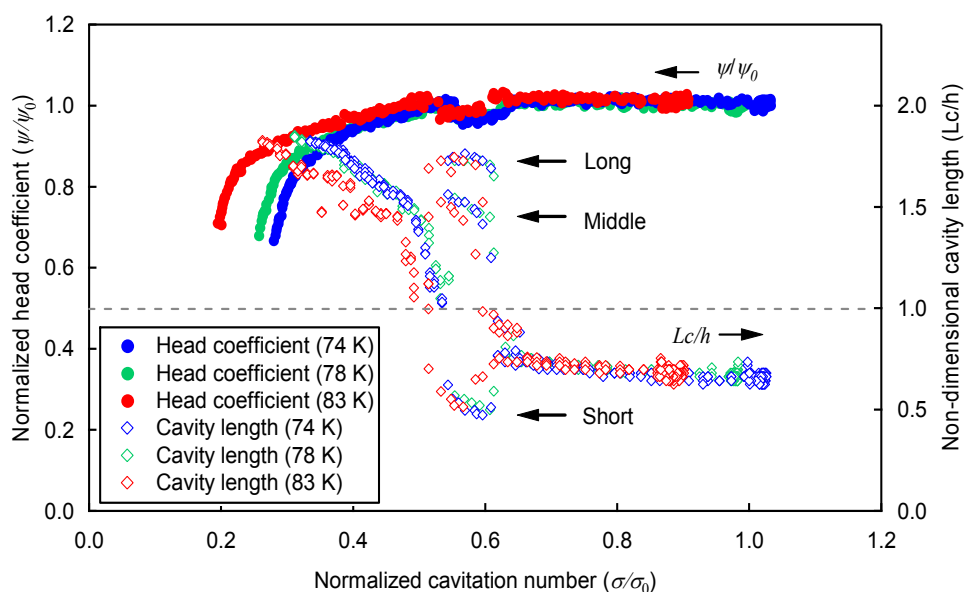


Fig. 7 Cavitation performances and cavity length of each channel for three temperatures (74 K, 78 K, and 83 K), showing unequal cavity length under synchronous rotating cavitation

える。しかし、比較的熱力学的効果が大きく現れる83 Kの場合は、キャビティの伸長がより抑制されるため、 $Lc/h \cong 0.8$ に達するキャビテーション数が74 Kと比較して小さくなっている。

さらに同期旋回キャビテーションが消滅すると、一度各流路でのキャビティ長さが $Lc/h \cong 1.0$ で等長となるが、そこから $Lc/h \cong 1.5$ 付近までキャビティが急激に成長しており、この区間は実験に用いたインデューサ固有の不安定な領域を示しているものと考えられる。つまり、 $Lc/h \cong 0.8 \sim 1.5$ の範囲では同期旋回キャビテーションもしくはキャビティの急激な成長のどちらかが現れる領域である。

6. 考 察

6・1 不安定領域に関する考察

ここでは、前節で述べたインデューサ固有の不安定領域について考える。今回の実験で、同期旋回キャビテーションは $Lc/h \cong 0.8$ で発生することから同期旋回キャビテーションの発生原因は翼端に発生するキャビテーションが隣接する翼の前縁と干渉することにあると考えている。翼端渦キャビテーションがほぼスロートに達した際に、翼端渦キャビテーションに関する何らかの擾乱が原因となって各流路に流量不均一が発生し、それにより各翼の実効入射角が不均一となる。入射角の不均一性は各翼でのキャビテーションの発生状態を不均一とするため、翼毎のキャビティ長さが不均一な同期旋回キャビテーションの状態になり安定化する。また動力学的な視点から見ると、同期旋回キャビテーションは発散型不安定であるが故に、キャビティ長さが不均一となるが、個々のキャビティは安定状態にあり、キャビティそ

のものの非定常性が低いことがキャビティ長さの不均一性に与える熱力学的効果の影響を小さくしているものと考えている。

もう1つのタイプの不安定は、各流路でのキャビティがそれぞれ等しい長さを保ったまま急速に伸長するものである。この現象は $Lc/h = 1.0$ を超えると発生しており、キャビティが翼列のスロートより長くなった際には、翼間流路(隣接翼)によってその挙動に制約を受けるため対称性の破れた現象へ移行出来なくなるものと考えられる。つまり、キャビティ長さがスロートを超えると、もはやキャビティの後縁は隣接する翼の前縁と干渉することがなくなり各翼のキャビティは翼間流路内で不均一な状態にはなり得ず、また不安定領域内に留まることも出来ないため、キャビティは均一な状態で急速に伸長し、流路を閉塞するようになると考えられる。

すなわち、不安定領域($0.8 < Lc/h < 1.5$)内の、キャビティ長さがスロートに達しない領域($0.8 < Lc/h < 1.0$)ではキャビティ後縁は隣接翼によって制限されないためその挙動に自由度があり、同期旋回キャビテーションのような非対称な現象が発生する(図8(a)→(b))。一方、不安定領域内のキャビティが長い領域($1.0 < Lc/h < 1.5$)では流路効果によりキャビティの挙動が制限されるためその自由度が失われ、各流路で等しいキャビティ長さを保ったまま急速に伸長する(図8(c)→(d))。このように、キャビティ後縁の位置がスロートを通過し「翼前縁」から「流路」へ移行することで、キャビテーションが隣接翼に与える影響は変化し、同期旋回キャビテーションのような対称性の破れた現象と、対称性を保持したまま次の安定領域まで一気にキャビティが成長する二種類の現象がこの不安定領域で現れるものと考えている。

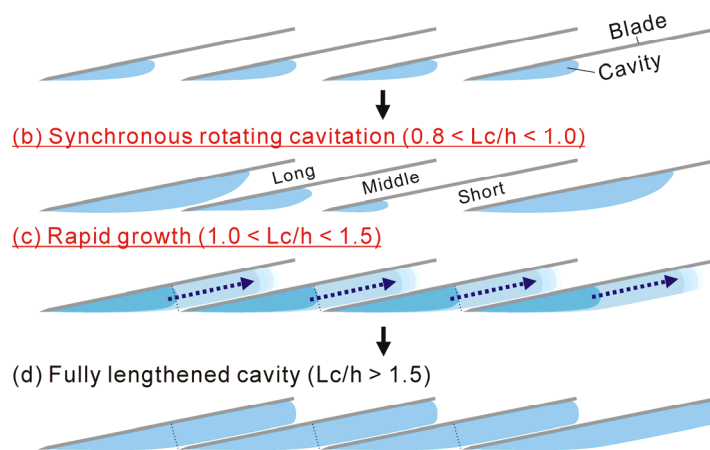


Fig. 8 Transition of cavitating state, including the specific unstable region of the inducer

6・2 液体窒素温度とキャビティ長さ

図9に液体窒素温度とキャビティ長さの関係を示す。キャビティ長さは各温度における $Lc/h=1.0$ 以上の代表的な長さをとっており、それぞれの長さに達するキャビテーション数の変化を示している。図から、作動流体の昇温によりその熱力学的効果でキャビティの成長が抑制され、各キャビティ長さに到達するキャビテーション数が小さくなるのが分かる。また、74 K(左端)と83 K(右端)を比較した場合、各温度でのキャビテーション数の差を $Lc/h \cong 1.6$ に対して $\Delta\sigma_1$ 、 $Lc/h \cong 1.8$ に対して $\Delta\sigma_2$ と表すと、 $\Delta\sigma_1$ よりも $\Delta\sigma_2$ の方が大きい。この傾向は熱力学的効果がキャビティの伸長に伴って強くなり、キャビティの成長がより抑制されていることを示している。さらに、1つのキャビティ長さに着目すると、キャビテーション数の低下量は温度の降下に伴って小さくなる傾向が見てとれる。これは、キャビティの気化熱のためにキャビティ内の温度が三重点(63.1 K)に近づくにつれて、物性上キャビティの温度降下量(=熱力学的効果)に制限が加わるためと考えられる⁽⁹⁾。

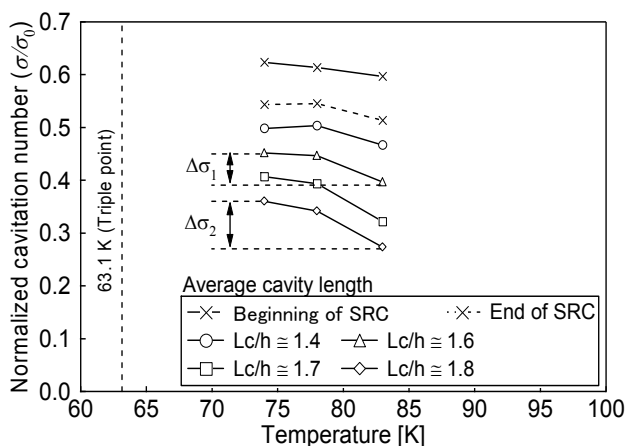


Fig. 9 Influence of temperature on cavity length (74 K, 78 K, and 83 K)

6・3 流体力と軸振動

図10は78 Kの液体窒素を用いた実験でのキャビティ長さ、流体力(F)の大きさ、および軸振動の回転同期成分のキャビテーション数に対する変化を示したものである。図中の流体力は最大値(F_{max})で基準化した(F/F_{max})で示す。ここで示す流体力はインデューサケーシング壁面の圧力分布を積分することにより求めたもので、実際にインデューサに直接作用している力ではないが、インデューサに作用する流体力を考察するための一つの指標とするものである。図

より、この流体力は同期旋回キャビテーション発生中に顕著な増加を示していることが分かる。また、下部に示した軸振動の振幅波形と比較しても、キャビティ長さの不均一により流体力学的な力が作用した結果、軸振動が増大していることが確認できる。

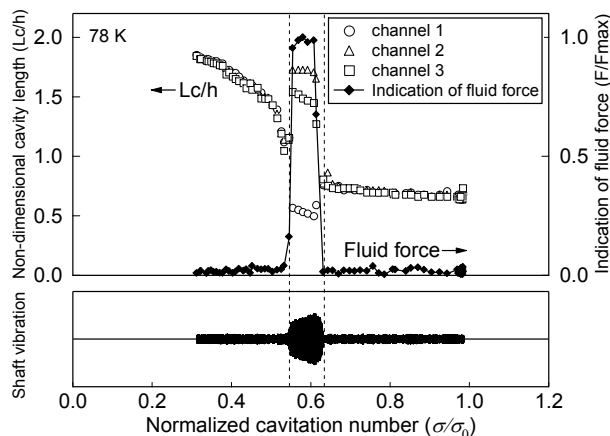


Fig. 10 Variations of cavity length, fluid force and shaft vibration, indicating amplification of shaft vibration amplitude due to increasing the fluid force during occurrence of synchronous rotating cavitation

図11に流体力ベクトルおよび軸振動ベクトルの軌跡を示す。図11(a)は流体力ベクトルの軌跡、図11(b)は軸振動ベクトルの軌跡である。また、図中の矢印はキャビテーション数の減少する方向を示している。同期旋回キャビテーション発生中の各ベクトルは発生から消滅までどちらも約30度程度の位相の変化を伴いながら現象が進んでいる。同期旋回キャビテーション発生中の軸振動の振幅が徐々に小さくなる理由の詳細はよく分かっていないが、流体力ベクトルの位相が徐々に変化していることが何らかの影響を与えているものと考えている。さらに軸振動の軌跡に関して考察すると、原点の左上の点が機械的な不釣合いによって生じる軸振動ベクトルを示しており、原点の右下に広がる楕円形の軌跡が同期旋回キャビテーションの発生中を示す。この2つの状態の比較から、同期旋回キャビテーション発生中の軸振動は通常の運転状態よりもかなり大きいものとなるのが分かる。この結果より、不均一なキャビティによって生じる流体的な不釣合い力がインデューサのローターダイナミクスに大きな影響を与えることが明らかである⁽⁸⁾。

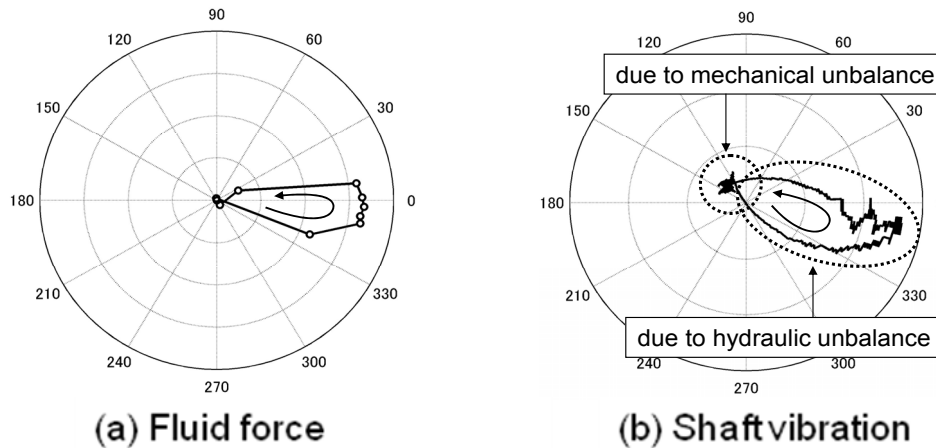


Fig. 11 (a) Vector orbits of fluid force and (b) Shaft vibration, indicating similar phase change in vector orbit under conditions of synchronous rotating cavitation

7. 結 言

異なる温度の液体窒素を用いて実験を行い、同期旋回キャビテーションに着目してキャビティ長さを中心に考察を進めた結果、以下の知見を得た。

- (1) 同期旋回キャビテーションは、キャビティ長さに依存して発生する。その発生限界のキャビティ長さは $Lc/h \cong 0.8$ である。
- (2) キャビティ長さは熱力学的効果に依存し、液体窒素温度が高い程その成長は抑制される。
- (3) (1), (2)より、キャビテーション数で見た同期旋回キャビテーションの発生限界点には熱力学的効果が現れる。
- (4) しかし、本実験で観察された中程度のキャビテーション数で発生する同期旋回キャビテーション発生時のキャビティ長さの不均一性には、熱力学的効果の影響はさほど顕著ではなかった。
- (5) 実験に用いたインデューサの不安定領域はキャビティ長さで $0.8 < Lc/h < 1.5$ であり、この範囲ではキャビティ長さが不均一になるか、等長で均一な状態で急激にキャビティが伸長する。
- (6) 流体的不釣合いは同期旋回キャビテーション発生時に著しく増加し、機械的不釣合いよりも回転軸の動的挙動に大きな影響を与える。

謝 辞

本研究を進めるにあたりデータ解析にご助力いただいた (株) I H I の菊田研吾氏に感謝致します。

参考文献

- (1) Rosenmann, W., “Experimental Investigations of Hydrodynamically Induced Shaft Forces with a Three-bladed Inducer,” *Symposium on Cavitation in Fluid Machinery*, (1965), pp. 172–195.
- (2) Brennen, C. E., “The Dynamic Behavior and Compliance of a Stream of Cavitating Bubbles,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 95, (1973), pp.533–541.
- (3) Franc J. P. et al., “An Experimental Investigation of Thermal Effects in a Cavitating Inducer,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 126, (2004), pp.716–723
- (4) Cervone A. et al., “Thermal Effects on Cavitation Instabilities in Helical Inducers,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, (2005), No.5, pp.893–899.
- (5) Yoshihara, K. et al., “A Study on the Internal Flow of a Sheet Cavity,” *Journal of the Society of Naval Architect of Japan*, Vol. 162, (1987), pp.61–70.
- (6) Watanabe, S. et al., “Analysis of Partial Cavitation on Cascade Blades Considering Thermodynamic Effect,” *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 71, No.701, (2005), pp.133–139.
- (7) Yoshida, Y., et al., “Cryogenic Inducer Test Facility in JAXA,” *Turbomachinery*, Vol. 33, No.8, (2005), pp.468–475.
- (8) Kobayashi, S., “Effects of Shaft Vibration on the Occurrence of the Asymmetric Cavitation in an Inducer,” *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 71, No.709, (2005), pp.2303–2308.
- (9) Yoshida, Y. et al., “Thermodynamic Effect on a Cavitating Inducer in Liquid Nitrogen,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 129, (2007), pp.273–278.
- (10) Maekawa, Y., “Experimental Study of Unsteady Cavitation on an Inducer,” *Master’s thesis, Osaka University*, (1996).
- (11) Ruggeri, R. S. et al., “Method for Prediction of Pump Cavitation Performance for Various Liquids Liquid Temperatures, and Rotative Speeds,” *NASA TN D-5292*, (1969)

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-003

発行日 2007年9月28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 ケーティエス情報株式会社

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

© 2007 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・電子媒体等に加工することを禁じます。

 F2100 この用紙は地球環境・森林資源のため再生紙を使用しています。

