

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 翼端渦キャビテーションが原因となって発生する サージ現象の一考察

吉田 義樹, 木村 俊哉, 渡邊 光男, 島垣 満

2007年2月

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



宇宙航空研究開発機構研究開発報告  
JAXA Research and Development Report

翼端渦キャビテーションが原因となって発生する  
サージ現象の一考察

A Study of Surge Mode Oscillation Caused by  
Tip Leakage Vortex Cavitation in Inducers

吉田 義樹、木村 俊哉、渡邊 光男、島垣 満

Yoshiki YOSHIDA , Toshiya KIMURA , Mitsuo WATANABE , Mitsuru SHIMAGAKI

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

2007 年 2 月  
February 2007

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



# 翼端渦キャビテーションが原因となって発生する サージ現象の一考察

吉田義樹\*1、木村俊哉\*1、渡邊光男\*1、島垣 満\*1

## A Study of Surge Mode Oscillation Caused by Tip Leakage Vortex Cavitation in Inducers

Yoshiki YOSHIDA, Toshiya KIMURA, Mitsuo WATANABE, Mitsuru SHIMAGAKI

### Abstract

Cavitation surge seems to fall into two types. One is well known as a low cycle oscillation caused by backflow vortex cavitation at lower flow rates and lower NPSH (net positive suction head). That type is called “deep cavitation surge (DCS)” in this article. The other is a slight oscillation occurring at higher flow rates and higher NPSP under the influence of fluctuation of the tip leakage vortex cavitation, which will be referred to as “slight cavitation surge (SCS).” The present article introduces the results of experiments with SCS, and discusses its origin.

Key Words ; Inducer, Tip Leakage Vortex Cavitation, Cavitation Surge, CFD

### 1. 緒言

通常ポンプでAuto oscillation<sup>[1]</sup>（日本ではキャビテーションに伴う脈動現象<sup>[2]</sup>）と呼ばれているような、キャビテーションとシステムが連成した自励振動は、cavitation surge<sup>[3]</sup>とも呼ばれる。この現象は、低流量かつ低NPSH（Net Positive Suction Head：有効吸い込みヘッド）の条件下で発生する。この場合incidenceが大きい、羽根車の入口部に旋回流が激しく発生し、その強い旋回流（外周側）と順流（中心側）のせん断層に発生する渦<sup>[4]</sup>のコアに出来るキャビティ体積が大きくなり、圧力／流量変動に伴ってこの逆流渦キャビテーションが成長と崩壊を繰り返すような状況を呈する。これは、“逆流渦キャビテーションの非定常特性（圧力・流量に対するキャビティ体積の変化特性）”により系にエネルギーを注入することが原因とされている<sup>[2]</sup>。この状態に落ち込むと、現象は非線形のリミットサイクルとなり、その圧力変動波形はdeepなU字型となり、シュシュシュと蒸気機関車のような音を発することを特徴とする<sup>[5]</sup>。これを、本報ではdeep cavitation surge（DCS）と称す。

その典型的な1周期の連続画像と入口、出口圧力変動波形を図1に示す。なお、この場合の振動数比 $\omega/\Omega$ （変動周波数/軸回転周波数）は約0.16であった。

しかしながら、オープンインペラであるインデューサで設計者が思いもかけない高流量かつ高NPSHでキャビテーションパターンがある範囲に限定された中で、上記DCSより高い周波数で、シャシャシャと金属音を発し、

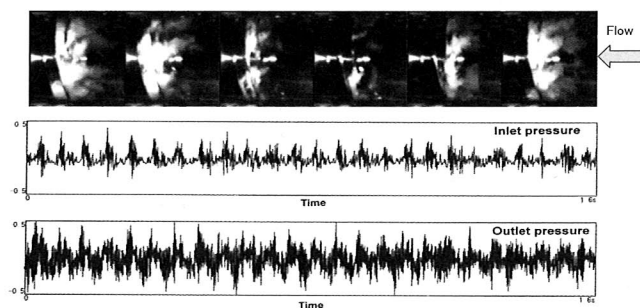


Fig. 1 Fluctuations of vortex cavitation in backflow and inlet/outlet pressure under the typical deep cavitation surge (DCS)

\* 2006年10月26日受付（Received 26 October, 2006）

\*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）



圧力変動の振幅は小さく、その波形がDCSに比べて準線形的な正弦波状のslightな振動状態となることがある。本解説ではこの現象に着目し、これを“slight cavitation surge (SCS)”と称することにする。

SCSは、翼ごとのキャビティの変動に位相差はなく、キャビティが位相差を持って振動する“旋回キャビテーション現象（周方向不安定）”とは異なるものであり、同相でキャビティが振動するということから“サージ現象（軸方向不安定）”である。その発生原因は翼端漏れ流れによって発生する渦キャビテーションが下流へ伸長して行き、この渦キャビテーションの後縁と隣接する翼の前縁とが干渉し、この渦キャビテーションがbreakdownすることにあると考えており、“翼端渦キャビテーションの非定常特性”にその発生原因があると考えている。

すなわち、図2に示すようにインデューサでは翼列としてスタグが大きいので、設計流量では翼端渦と翼の

作る角度 $\alpha$ が翼角 $\beta$ 以上（ $\alpha > \beta$ ）であり翼端渦は次の翼の上流を通る軌跡となり隣接翼とは干渉しないが、高流量になると前縁の翼負荷が減少するので $\alpha \approx \beta$ となり、翼端渦が次の翼の前縁と干渉するようになってbreakdownするようになり<sup>[6]</sup>、SCSが発生する。一方、圧縮機ではスタグが小さいので設計流量では翼端渦は翼間通路を抜けるような軌跡となるが、流量が少なくなると翼端渦が次の翼の前縁と干渉するようになる。そして、この干渉により翼端渦がbreakdownすることが旋回失速のトリガーになるとされている<sup>[7][8]</sup>。

このように、今回紹介するインデューサのSCSと圧縮機の旋回失速には、スタグと入射角の違いによってその発生する流量範囲の違いはあるが、いずれも翼端渦のbreakdownがその発生原因になっているという点において類似性が認められる。

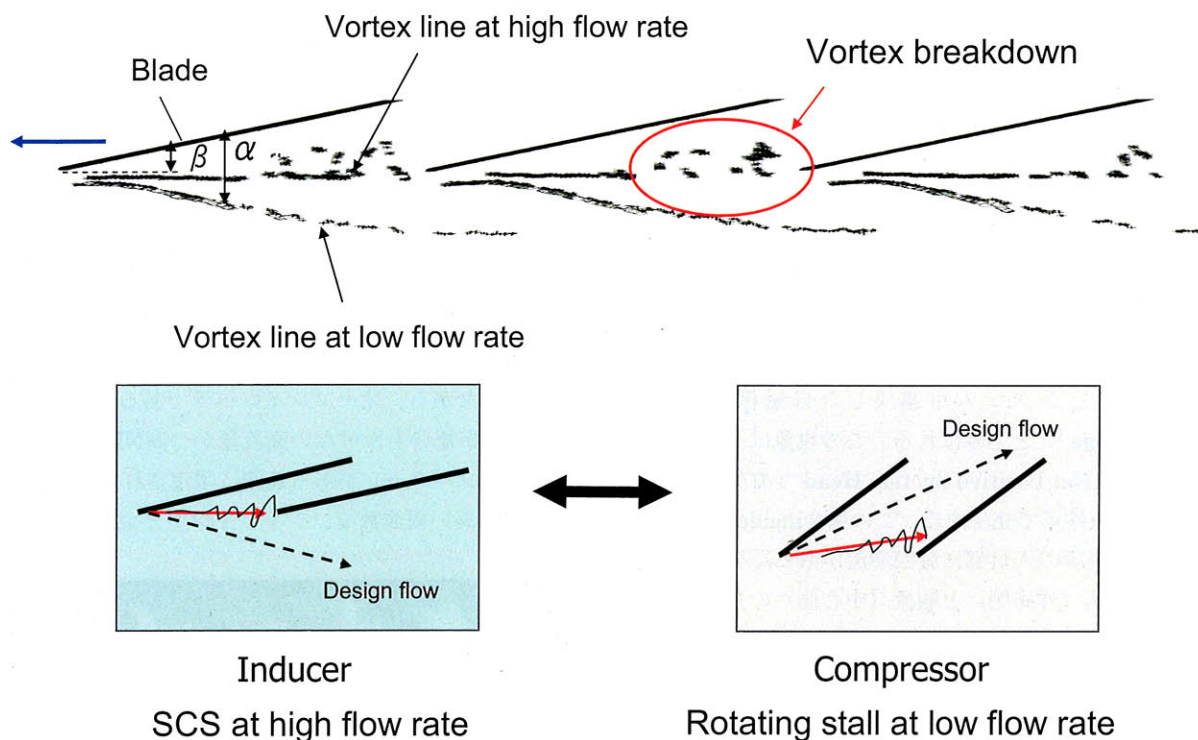


Fig. 2 Analogy of tip leakage vortex breakdown between inducer and compressor

## 2. 現象の説明

### 2.1 発生範囲

図3は、ある産業用インデューサ（設計流量係数 $\phi_d = 0.115$ 、設計揚程係数 $\phi_d = 0.15$ 、 $\phi_d / \tan \beta = 0.6$ 、 $\beta$ ：羽根角）で発生したサージ現象を $\phi - \phi_{sv}$ （ $\phi$ ：流量係数、 $\phi_{sv}$ ：NPSH係数）マップ上でその発生範囲を示したものである。緒言で述べた通常の低周波脈動現象をDCSで、今回着目するサージ現象をSCSで図中に分けけている。

この実験は吐出バルブ開度一定で行っているのもので、 $\phi_{sv}$ のラインが左側に折れるのはインデューサの揚程低下が起こっていることを示している。従って、SCSの発生範囲では揚程は一切低下していない。また、DCSとSCSの発生領域の間には、流量/NPSHに対してサージ現象が発生しない領域が存在する。すなわちSCSは、 $Q$ ：速度三角形の状態、NPSH：キャビテーション発生の状態に対して、ある条件（状態）が成立するときのみ発生する

ものと理解できる。

図には、そのときの入口／出口圧力変動波形を示すが、DCSの入口圧力変動はL字型波形（底が飽和蒸気圧にまで達して水撃的な波形）であり、それに比べてSCSは正弦波状な波形である。

また山本<sup>[2]</sup>は、羽根枚数の少ない遠心羽根車でのケースであるが“入口上流に逆昇のような逆流渦キャビテーションの変動を伴うサージ”と、“逆流渦を伴わないで翼間のキャビティのみが変動する高周波数のサージ”がNPSHに対して分かれて発生すること既に指摘していることを注意しておく。また、Brennen<sup>[1]</sup>はこの山本の観察例を非常に希なケースであると述べているが、著者はさほど稀な現象ではないと考えている。

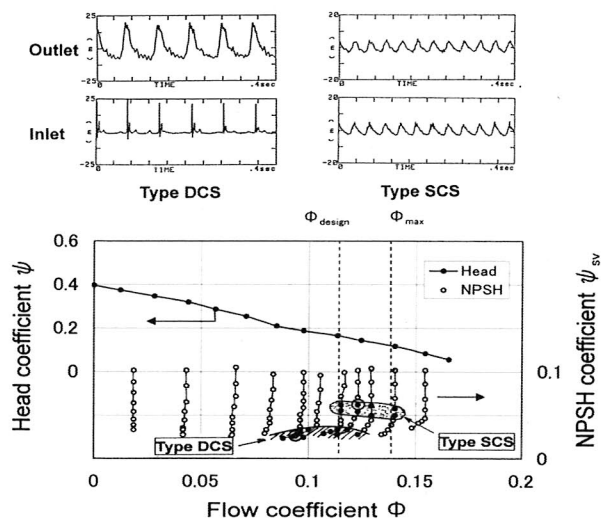


Fig. 3 Two types of cavitation surge, deep cavitation surge (DCS) and slight cavitation surge (SCS)

## 2.2 翼端渦キャビテーションの挙動

### 2.2.1 流量による翼端渦キャビテーションの違い

図4はNPSHを一定 ( $\sigma=0.04$ ,  $\sigma$ :キャビテーション数) にして、流量のみを変化させた場合のインデューサの翼端付近のキャビテーションの形態の違いを示したものである<sup>[9]</sup>。図にはインデューサの $\phi$ - $\psi$ 曲線 ( $\phi$ :流量係数,  $\psi$ :揚程係数) も合わせて示す。このインデューサにとっては流量過多の $\phi=0.093$  ( $\phi/\phi_d=1.19$ ,  $\phi_d$ :設計流量係数、この流量では揚程はほとんどない) では、明瞭な翼端渦キャビテーションのみが次の翼の翼間に入る方向に流れる (すなわち翼端渦キャビテーションと翼の作る角度 $\alpha$ が翼角 $\beta$ 以下である ( $\alpha < \beta$ )). また、この渦ベクトル軸は周方向であることに注意)。  $\phi=0.088$  ( $\phi/\phi_d=1.13$ ) では翼端渦キャビテーションは、ほぼ翼前縁に向かって流れ ( $\alpha \approx \beta$ )、次の翼の前縁で、翼端渦 (キャビテーション) の起点に合体する。微細であるが2次渦として軸方向ベクトルを持つ渦キャビテーションも認められる。設計流量 $\phi_d=0.078$ では翼端隙間漏れ流れのせん断層に発生する微細なキャビティ群が多くなり、明確な翼端渦キャビテーションを同定出来ない。同時に、これらが逆流によって出来る軸方向の渦に巻き上げられ、翼にその根を降ろすような小さな竜巻型の渦キャビテーション (ベクトル軸は軸方向) が、ころころと翼において行かれるようにゆっくりと翼回転方向に流れる。  $\phi=0.070$  ( $\phi/\phi_d=0.90$ ) ではもはや周方向ベクトルの渦キャビテーションは同定できず、見るからに非定常性の強い気泡群の渦となり、大きな群として夜叉面の角のように上流側へ渦キャビテーションが湧き上がる。

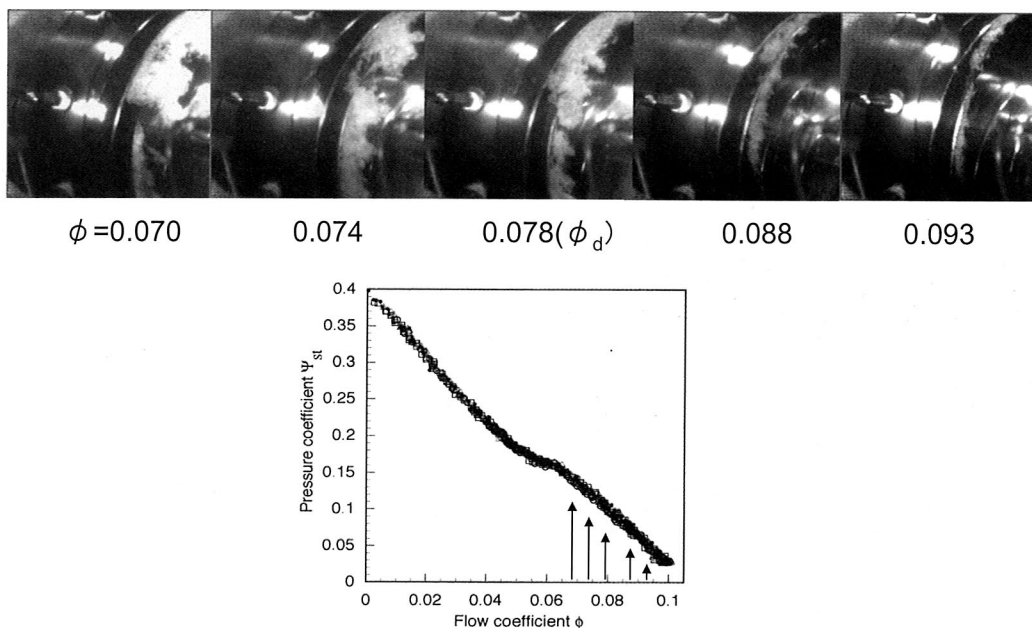


Fig. 4 Variations of tip leakage vortex cavitation from low ( $\phi=0.070$ ) to high ( $\phi=0.093$ ) flow rate for  $\sigma=0.04$  <sup>[9]</sup>

自転方向が軸回転方向である渦としてゆっくりと軸回転方向に公転して行くが翼面に足を持つものは、次に来る翼にナイフでカットされるように切断され<sup>[10]</sup>、カットされて翼間に入った渦キャビテーションは、スロート付近の圧力場（圧力が高い）により、煙が消えて行くように消滅する。ちなみに、これが低流量運転で翼圧力面前縁付近にキャビテーションエロージョンが発生する原因である<sup>[11]</sup>。一方、カットされた方の翼負圧面に根をくっつけるような渦キャビテーションは、その翼の翼端渦と絡み合っただけでその行き先はよく分からない。これらの渦の挙動はキャビテーション群をシードとする流れの可視化から観察できる。

### 2.2.2 SCSでの翼端渦キャビテーションの挙動

図5に示すPhoto.(a)～(f)は、インデューサの高流量運転（ $\phi/\phi_d=1.20$ ）に見られたSCSの1サイクルの翼端渦キャビテーションの変化の様相である<sup>[12]</sup>。流量が多いので入口旋回逆流はなく、翼端渦が円環状のキャビテーションとして極めて美しく可視化されている。Photo.(a)から(c)にかけて、翼端渦は翼前縁を起点としてドリルが回転しながら進むように伸長する。そして、この円環状のキャビティが次の翼に達するか否かの時に、キャビティ後縁はbreakを開始し、引き続き各所で分散するような形でbreakが起こり（Photo.(d)）、小さく枝分かれして立ち上がった縦渦（2次渦）のようなものをいくつも作りながら、全体が同時に消滅して行くような形で崩壊する（Photo.(e)～(f)）。（これを渦のbreakdownと見るか、（渦）キャビテーションのbreakdownと見るかは微妙である）その後再び、前縁から隙間漏れjetのroll upが始まり、渦のcoreにキャビティが形成され、ゆっくりと下流（次の翼前縁）に向かって伸長が始まる（Photo.(a)～(c)）。なお、この場合の振動数比は $\omega/\Omega=0.27$ であつ

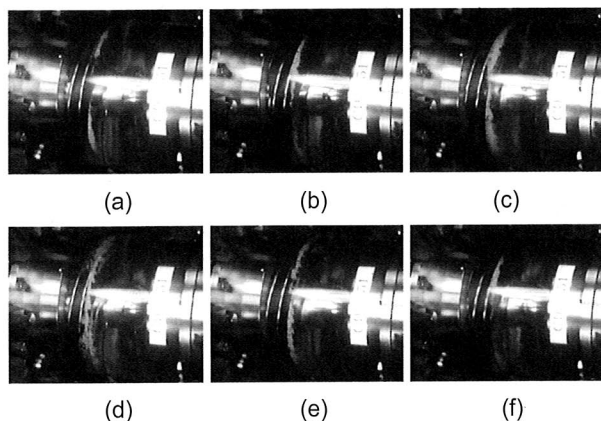


Fig. 5 Fluctuations of tip leakage vortex cavitation under the typical slight cavitation surge (SCS) (from Photo (a) to (f) during a period)<sup>[12]</sup>

た。また、その発生流量と高周波数から、これは図3に示したSCSと同一の現象と考えている。

### 2.2.3 CFDによる翼端渦の挙動

図6は非キャビテーション状態のCFD結果に、渦中心線と翼前縁を起点とする流線を示したものである<sup>[13]</sup>。計算は汎用熱流体解析コードSTAR-CDを用いて行い、乱流モデルは高レイノルズ数型 $k-\epsilon$ モデルを用い、境界条件は上流では一様流入条件を下流では0次外挿による流出条件を与えた。流量条件は同一であつて、(a)は翼端隙間は一定であるが、(b)は非定常キャビテーション（特に旋回キャビテーション）を抑制するために翼前縁付近のケーシングにステップがあり<sup>[14]</sup>、前縁の翼端隙間が一部拡大している。

ステップの無い図6(a)の場合は、先の実験に見られたように翼端渦は翼前縁から次の翼の前縁に向かって形成される。この計算流量条件では、流線は翼間に入るのでなくかろうじて翼負圧面側を通過して行き、次の翼前縁からの漏れ流れがroll upする翼端渦に巻き込まれている。

このCFD結果で、興味あることに一つ気づいたので以下に書き留めておく。翼前縁付近を軸を含む断面で速度場を微細に描くと図7(a)となる。通常、逆流循環と呼ばれる様相であるが、よく見ると翼端近傍に渦A（反時計まわり）が形成されつつあり、離れた位置に大きな循環範囲をもつ渦B（反時計まわり）がある。これらは、前者は近傍の翼前縁隙間jetで形成されているもの、後者を一つ前の翼前縁から流れ出てきた翼端渦によるものと解釈すれば分かりやすい。そう考えると、インデューサ上流では同回転方向の2本の渦が近接して並ぶことになる。また、翼端渦はケーシング壁面と翼面に近接しているので、各々の壁に鏡像を考えればそれらの誘起速度で翼端渦は上流且つ軸中心方向へ運ばれる<sup>[15]</sup>。図7(b)で翼前縁から出発した翼端渦が下流に進むに従って中心側に寄って行くのはそのためだと考えている。

なお、Choiら<sup>[16]</sup>は渦キャビテーションが2本並んだ場合の不安定性について、その自転方向が同方向のもの、異方向のもの、各強度が違うものについて色々調べている。そして、同じ方向の渦対であってもその強度が違う場合には、弱い方の渦が強い渦に巻きつくような不安定があることを観察している。これらの渦キャビテーション対の挙動に関する研究はベーシックであるが、非常に興味深いものがある。また、インデューサで、翼端渦キャビテーションが美しく次の翼の前を通過して存続している写真がないのは、このような翼端渦相互の不安定干渉にその原因があるのではないかと考えている。



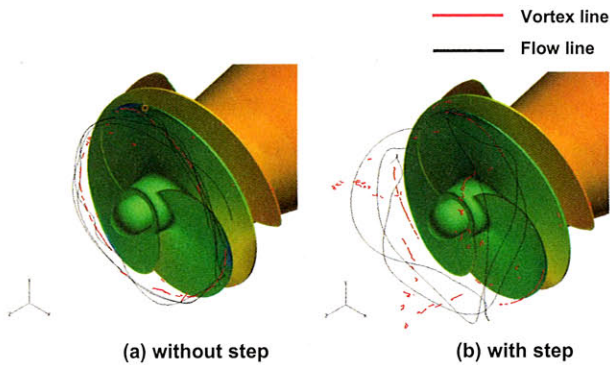


Fig. 6 Effect of casing inlet step on tip vortex flow <sup>[13]</sup>

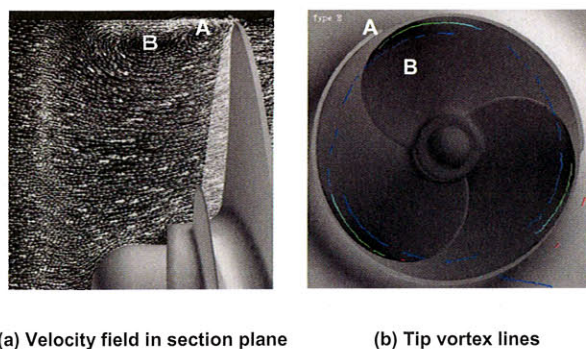


Fig. 7 Two tip vortices, A is originated from the neighbor blade, and B is from the forward blade <sup>[6]</sup>

一方、ステップの有る図6(b)の場合は、前縁翼端隙間が広いことにより旋回逆流域が大きく発達し（注：翼端隙間が大きいと翼端の翼圧力面/負圧面の圧力差は小さくなり、隙間の漏れjet流速は小さくなるが、隙間面積は大きいので漏れ流量としては多くなり、結果旋回逆流の角運動量は大きくなるため、旋回逆流域は大きくなる<sup>[6]</sup>）、インデューサ入口に数個の軸方向にベクトル軸を持つ逆流渦が形成され、その終端は翼面とケーシング壁面となるように見えるが、計算上はプチプチととぎれとぎれの状態であり、非定常性が強いことが予想される。また翼端には、(a)と同様翼端渦が存在するが、翼に沿って翼下流に長くは延び得ず次の翼前縁へは遠く届かない。そして翼面に足を持つ逆流渦と干渉し、その方向を周方向から軸方向へ90度向きを変えるか、もしくは渦が合体されてしまって、周方向にベクトル軸を持つような翼端渦は、ある下流位置まででなくなるようである。このように翼端渦が次の翼にまで達し得ないことが、ケーシングに設けたステップが旋回キャビテーションを抑制する一因になっているものと考えている。

### 3. 考察

#### 3.1 SCSのキャビティ変動と圧力変動の関係

本節では次に述べる実験例<sup>[9]</sup>から、SCSの原因を推定する。図8は比較的高流量（ $\phi/\phi_d=1.16$ ）、高キャビテーション数（ $\sigma=0.04$ ）で発生したSCSの1サイクルのキャビティの変動の様相を示す。主に翼端隙間jetのせん断流れに発生するキャビテーションが観察されるが、そのエッジには翼端渦キャビテーションも見取れる。なお、このとき翼面のアタッチドシートキャビテーション、上流の逆流渦キャビテーションは全く見て取れないと言ってもよい。なお、この近辺では図9に示すようにSCSとsuper-synchronous rotating cavitation（超同期旋回キャビテーション）のswitchingが容易に起こり、かつそのときの翼に乗って見たときのキャビティの変動周波数は、 $\omega/\Omega=0.27$ でほぼ同一であり、両者の違いはキャビティ変動に翼相互の位相差があるか、ないかの違いであることを注意しておく。

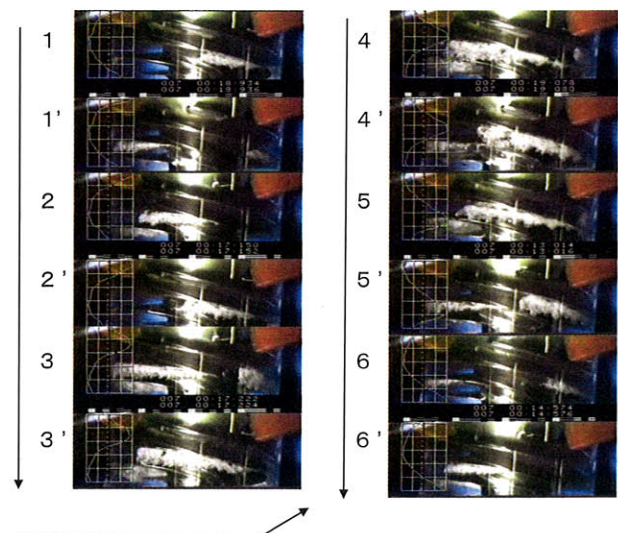


Fig. 8 Fluctuations of tip leakage cavity and inlet pressure under the slight cavitation surge for  $\phi/\phi_d=1.16$ ,  $\sigma=0.04$  <sup>[9]</sup>

図8に戻ると画像にはインサート機能を利用して入口圧力の変動波形も記録出来るので圧力変動とキャビティ変動の関係が分かる。画像より、翼前縁からキャビティ後縁までのキャビティ長さ（ $L_c/h$  :  $L_c$ キャビティ長さ、 $h$  : スペーシング）を時間に対して読みとり、圧力変動（ $\Delta p/\rho u^2$ ,  $\rho$  : 密度、 $u$  : 周速）との関係を比べたものを図10に示す。まず、概ねキャビティ長さの変動と、圧力変動の位相は約 $\pi$ （圧力が低いときは、キャビティ長さが長い）のように見えるが、キャビティの成長には時間



がかかり、その崩壊（減衰）はすばやく速い。次にキャビティの最大長さは、 $L_c/h \approx 1.0$ であり、キャビティは翼間に入り込むところまでは成長しないで振動を繰り返している。これは、図1に示したようなキャビティが翼後縁に達するまで振動するようなDCSとは明らかに異なる。このことから、SCSは前縁翼負荷の負荷変動を伴う現象であり、DCSは前縁翼負荷と翼間翼負荷の切り替わりを伴う翼負荷変動と見て取ることが出来る。発生する流量が高流量であること、NPSHが高い場合に起こること、その変動周波数が高いこと（SCSの振動数比は $\omega/\Omega = 0.27$ 、この系におけるDCSの場合の振動数比は $\omega/\Omega = 0.13$ ）から、この現象は図3、および図5に紹介したSCSと同じものと考えている。

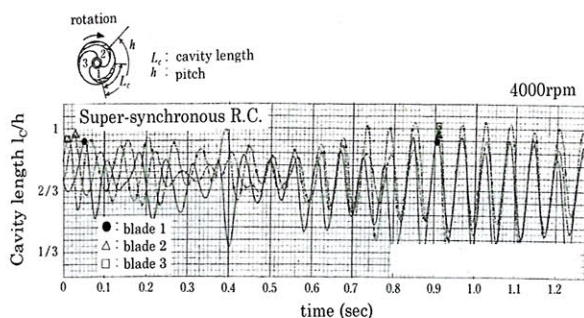


Fig. 9 Fluctuations of cavity length, showing the switching from the super-synchronous rotating cavitation to the slight cavitation surge for  $\varphi/\varphi_d=1.16$ ,  $\sigma=0.04$

### 3.2 SCSの推定原因

図10を元にして、図11に横軸にキャビティ長さ $L_c/h$ 、縦軸に圧力変動 $\Delta p/\rho u^2$ をとり、この位相面上に数サイクルの変動の様相を示す。時間経過に対してエンジンの指圧線図のように時計まわりにループを描く。少々無理があるが $L_c/h$ は、翼端に発生するキャビテーション気泡群の三角形の1辺を表し、キャビティの厚みを一定と仮定し、キャビティ体積 $V_c$ を $V_c \propto L_c/h$ と考えて、この1サイクルの $E = \oint \Delta p dV_c$ を考えると、 $E > 0$ となり1サイクルに仕事が行なわれることになり、システムの振動系にエネルギーが注入され、管系に発生するサージモードの振動が発散する条件を満たしている<sup>[2][17]</sup>。

一方、管内一次元流れを線形的に考えると、インデューサ入口圧力変動 $\Delta p \cdot \exp(j\omega t)$ （ $j$ ：複素数）から速度変動 $\Delta v$ は、 $\Delta v \propto j\Delta p$ （入口圧力変動は流量変動に対して $\pi/2$ 位相が遅れる）であり、図10より概略 $\Delta p \propto -\Delta V_c$ より、 $\Delta v \propto j\Delta p \propto -j\Delta V_c$ 。また速度変動 $\Delta v$ をincidence変動 $\Delta \alpha$ に置き換えて考えると、 $\Delta v \propto -\Delta \alpha$ であるので、両式より概ね $\Delta V_c \propto -j\Delta \alpha$ であると考えられる。

これはSCSのような非定常な場合は、incidence変動に対するキャビティ体積変動の応答は概ね $\pi/2$ 程度遅れていることを表している。Murayamaら<sup>[18]</sup>は単独翼がピッチング振動する場合、変動周波数（reduced frequency,  $k = \omega C/2U$ ）が大きくなると、図12に示すように翼端渦キャビティ体積の変動の応答はincidence変動に対して遅れることを示しており、今回のインデューサの実験条件 $k=0.57$ （ $\omega/\Omega=0.27$ 相当）程度では、約 $\pi/2$ の遅れがあることを実験から示している。

以上の考察から、SCSは流量変動によるincidence変化に対して翼端渦キャビティ体積の変動に遅れが発生し、このキャビティ変動の成長（遅い）と減衰（速い）の差がシステムの振動系にエネルギーを注入することになり、サージモードの振動に至るものと推定される。また、そのトリガーは翼端渦キャビティが次の翼の翼前縁に達するところで起こる、“vortex cavitation breakdown”にあると考えている。

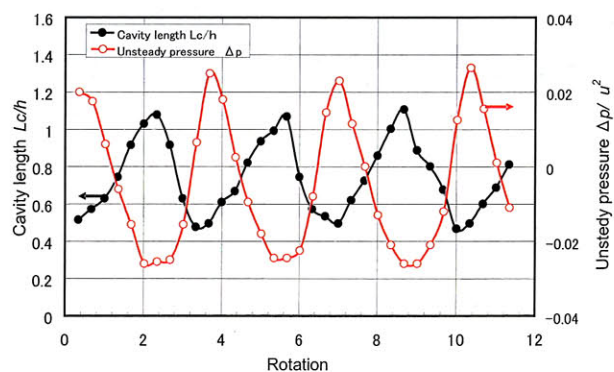


Fig. 10 Fluctuations of cavity length  $L_c/h$  and inlet pressure  $\Delta p/\rho u^2$  under the slight cavitation surge ( $\varphi/\varphi_d=1.16$ ,  $\sigma=0.04$ )

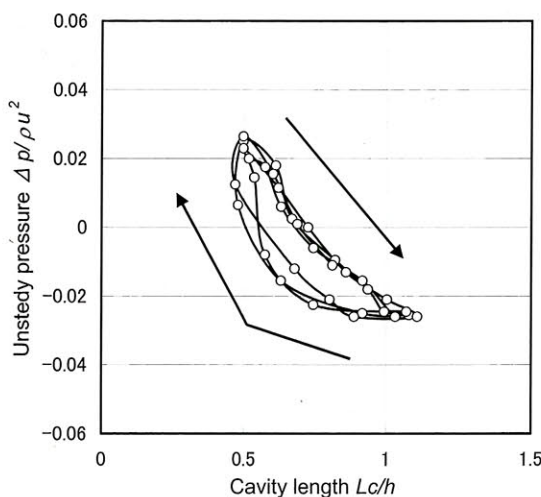


Fig. 11 Relation of cavity length  $L_c/h$  and inlet pressure  $\Delta p/\rho u^2$  under the slight cavitation surge ( $\varphi/\varphi_d=1.16$ ,  $\sigma=0.04$ )

## Pitching oscillation

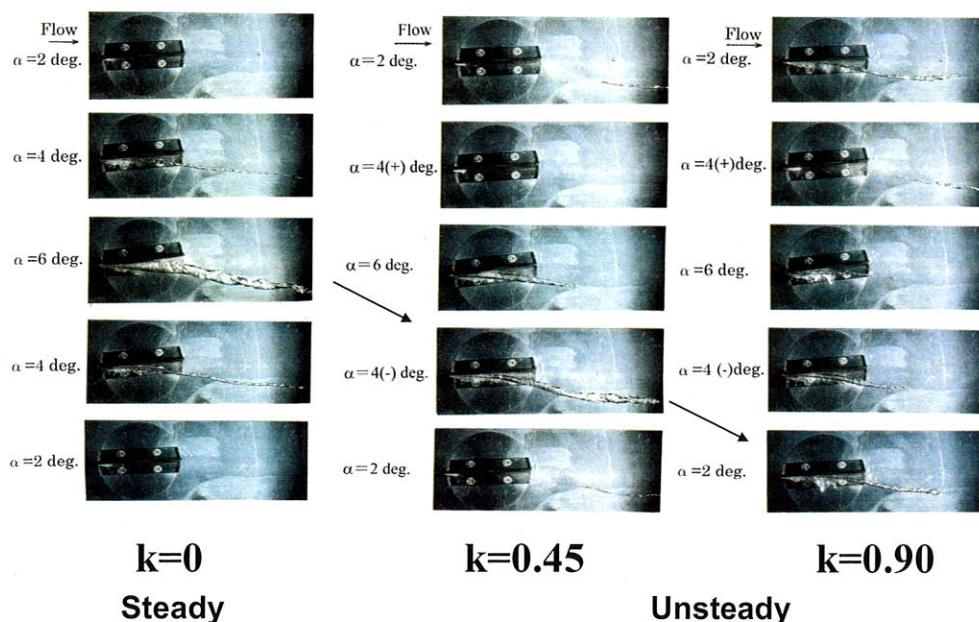


Fig. 12 Photographs of the tip leakage vortex cavitation with various frequencies, for  $k=0, 0.45, 0.90$  ( $\alpha$ :angle of attack,  $k=\omega C/(2U)$ : reduced frequency) <sup>[18]</sup>

## 4. 結論

高流量、高NPSHで発生する翼端渦キャビテーションの変動を伴うサージモードの振動について紹介・考察した。その原因は、翼端渦キャビテーションの非定常特性（流量変動に対するキャビ体積変動の応答）にあると考えられ、そのトリガーは翼端渦キャビテーションの後縁が下流の翼前縁と干渉してbreakdownする事にあると考えている。また見方を変えて、一枚の翼で翼端渦キャビテーションがbreakdownすることを考えると、これは翼前縁を起点とする下流の翼の翼端渦キャビテーションに対して、もしくは自身の翼の翼前縁を通して上流の翼の翼端渦キャビテーションの後縁に対してフィードバックがかかるものとも考えられ、これらの隣接する翼への流れ場の伝播が、翼端渦キャビテーションの巡回モードの振動にも関係していることが考えられる。

## 参考文献

- [1] Brennen, C. E., "Hydrodynamics of Pumps," Concepts ETI Inc. (1994).
- [2] 山本和義、"遠心ポンプのキャビテーションに伴う脈動現象 (第1、2報)"、機論B、56-523、(1990)、pp. 636-650.
- [3] Tsujimoto, Y., Kamijo, K., and Brennen, C. E., "Unified Treatment of Flow Instabilities of Turbomachines," AIAA J. Propulsion & Power,

17-3, (2001), pp. 636-643.

- [4] 蔵原和裕、片岡 大、横田和彦、辻本良信、"インデューサ入口に生じる逆流旋回流と渦構造に関する研究"、機論B、64-622、(1998)、pp. 1667-1673.
- [5] 真鍋宣夫、森島信太郎、"流れの非定常に関連するトラブル"、ターボ機械、6-9、(1978)、pp. 528-534.
- [6] 木村俊哉、吉田義樹、"インデューサ入口形状と渦及び逆流構造"、ながれ、23-4、(2004)、pp. 243-251.
- [7] Hoying, D. A., Tan, C. S., Hunn Duc Vo, and Greitzer, E. M., "Role of Blade Passage Structures in Axial Compressor Rotating Stall Inception," ASME, J. Turbomachinery, 121, (1999), pp. 735-742.
- [8] 古川雅人、才木一寿、山田和豊、井上雅弘、"軸流圧縮機動翼の失速点近傍における翼端漏れ渦の崩壊に伴う異常流動現象"、機論B、66-644、(2000)、pp. 1029-1037.
- [9] 前川康和、"インデューサに生じる非定常キャビテーションに関する実験的研究"、大阪大学修士論文、(1996).
- [10] Marshall, J. S., and Krishnamoorthy, S., "On the Instantaneous Cutting of a Columnar Vortex with Non-zero Axial Flow," J. Fluid Mech. 351, (1997), pp.41-74.
- [11] Subbaraman, M., and Burton, K., "Cavitation-Induced Vibrations in Turbomachinery: Water

- Model Exploration,” 5th International Symposium on Cavitation (Cav2003), (2003), Cav03-OS-4-013.
- [12] 渡邊光男、長谷川 敏、橋本知之、山田 仁、小松 剛、上條謙二郎、“キャビテーションに伴う振動（サージ）について”、第43回ターボ機械講演会、(1999), pp. 61-66.
- [13] 木村俊哉、島垣 満、吉田義樹、“C F Dによるインデューサ内部流れの解析”、JSME2005年次大会、(2005), pp. 289-290.
- [14] 上條謙二郎、吉田 誠、“LE-7 液酸ターボポンプインデューサの試作研究”、機論 B、57-544、(1991)、pp. 4023-4028.
- [15] Chen, G. T., Greitzer, E. M., Tan, C. S., and Marble F. E., “Similarity Analysis of Compressor Tip Clearance Flow Structure,” ASME J. Turbomachinery, 113, (1991), pp. 260-271.
- [16] Choi, J., Oweis, G., and Ceccio, S., “Vortex-Vortex Interactions and Cavitation Inception”, 5th International Symposium on Cavitation (Cav2003), (2003), Cav03-GS-7-002.
- [17] 葉山真治、“サブクール沸騰下で起こる自励定常波”、機論（第2部）、32-237、(1966)、pp. 770-778.
- [18] Murayama, M., Yoshida, Y., and Tsujimoto, Y., “Unsteady Tip Leakage Vortex Cavitation Originating from the Tip Clearance of an Oscillating Hydrofoil,” ASME, J. Fluids Engineering, 128, (2006), pp. 421 -429.



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-007

---

発 行	平成19年2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 : <a href="http://www.jaxa.jp/">http://www.jaxa.jp/</a>
印刷・製本	(株)ビー・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

---

© 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・電子媒体に加工することを禁じます。

