

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### ロケットポンプ用インデューサに発生する キャビテーション振動の可視化による検証

渡邊 光男, 長谷川 敏, 島垣 満, 橋本 知之  
中村 憲明, 永浦 克司, 吉田 義樹

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

ロケットポンプ用インデューサに発生する  
キャビテーション振動の可視化による検証

Observations of Cavitation Fluctuations and Shaft Vibration  
in Rocket Turbopump Inducers

渡邊 光男<sup>\*1</sup>、長谷川 敏<sup>\*1</sup>、島垣 満<sup>\*1</sup>、橋本 知之<sup>\*1</sup>、  
中村 憲明<sup>\*2</sup>、永浦 克司<sup>\*3</sup>、吉田 義樹<sup>\*1</sup>

Mitsuo WATANABE , Satoshi HASEGAWA , Mitsuru SHIMAGAKI , Tomoyuki HASHIMOTO  
Noriaki NAKAMURA , Katsuji NAGAURA , Yoshiki YOSHIDA

\*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: 科学技術振興機構  
Japan Science and Technology Agency

\*3: 航空宇宙技術振興財団  
Foundation for Promotion of Japanese Aerospace Technology

2007 年 2 月  
February 2007

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



# ロケットポンプ用インデューサに発生する キャビテーション振動の可視化による検証

渡邊 光男<sup>\*1</sup>、長谷川 敏<sup>\*1</sup>、島垣 満<sup>\*1</sup>、橋本 知之<sup>\*1</sup>  
中村 憲明<sup>\*2</sup>、永浦 克司<sup>\*3</sup>、吉田 義樹<sup>\*1</sup>

## Observations of Cavitation Fluctuations and Shaft Vibration in Rocket Turbopump Inducers

Mitsuo WATANABE<sup>\*1</sup>, Satoshi HASEGAWA<sup>\*1</sup>, Mitsuru SHIMAGAKI<sup>\*1</sup>  
Tomoyuki HASHIMOTO<sup>\*1</sup>, Noriaki NAKAMURA<sup>\*2</sup>, Katsuji NAGAURA<sup>\*3</sup>  
Yoshiki YOSHIDA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

Cavitation fluctuations that cause detrimental turbopump shaft vibrations are a very serious problem in the development of rocket turbopump inducers. Rotating cavitation and cavitation surge are typical causes. This report presents visual observations of the inlet flow and cavitation pattern in front of the inducer using high-speed video or PIV particle image velocimetry and observations of the shaft vibration that was experienced during development of several rocket turbopump inducers.

### 概 要

LE-7 液体酸素ターボポンプ開発の初期段階において、軸の回転速度よりもわずかに速い（軸の回転速度の約 1.1～1.3 倍）回転非同期の軸振動が現れたが、インデューサ入口部のケーシング形状を変更することによりほぼ完全に抑制することができた。液体水素ターボポンプでも旋回キャビテーションによりインデューサが疲労破壊を起こしたことが、H-II ロケット 8 号機の LE-7 エンジントラブルの原因のひとつとされた。インデューサに発生するキャビテーションに起因する不安定現象の解明に資するため、インデューサ入口流れを高速ビデオ、PIVにより可視化しその検証を行った。

### 1. 緒言

我が国独自の技術による大型宇宙輸送系である H-II ロケットの第一段推進系として、LE-7 エンジン<sup>(1)</sup>が開発された。LE-7 エンジンではシステムの簡素化を優先させて、酸化剤／燃料タンク出口にブースターポンプ（低吸込圧力の補助ポンプ）を設けていないため、インデューサの使用条件は非常に厳しいものとなった。LE-7 液酸ターボポンプ<sup>(2)</sup>開発の初期段階において、軸の回転速度よりもわずかに速い（軸の回転速度の約 1.1～1.3 倍）回転非同期の軸振動が現れたが、インデューサ入口部のケーシング形状を変更し、振動の発生範囲をターボポンプの作動範囲外へ遷移させることにより完全に抑制することができた<sup>(3)</sup>。

H-II ロケット 8 号機の LE-7 エンジントラブルでは、液体水ターボポンプのインデューサが旋回キャビテーション

により疲労破壊を起こしたことが原因のひとつとされた。この事故を契機に、当時開発中であった H-IIA ロケット用 LE-7A エンジンのターボポンプインデューサにも旋回キャビテーション対策の改良が加えられた。これまでの経緯を踏まえ、インデューサの信頼性向上を目的として前段 4 枚羽根、後段 8 枚羽根の二段インデューサ<sup>(4)～(6)</sup>を試作し試験を行った。前段のインデューサにはブースターポンプとしての役割を持たせ、後段のインデューサには主羽根車の吸込みを補助するというインデューサ本来の機能を持たせた。1 台のインデューサで 2 台分の機能を有するものである。

これまでのロケット用ターボポンプの研究・開発の過程において生じた不可解な軸振動現象のいくつかは、インデューサ入口部に発生するキャビテーション振動<sup>(7)(8)</sup>を

\* 2006 年 7 月 20 日 受付 (Received 20 July, 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)

\*2 科学技術振興機構, 重点支援協力研究員 (Japan Science and Technology Agency)

\*3 航空宇宙技術振興財団 (Foundation for Promotion of Japanese Aerospace Technology)



主因とすることが判明した。この不安定現象の解決には、可視化により現象を見極めることが最も重要な研究要素の一つである。

### 記号の説明

- N : 定常回転数 (rpm)  
 Q : 実験流量 (l/s)  
 Qd : 設計流量 (l/s)  
 Q/Qd : 実験流量比  
 $\sigma$  : キャビテーション係数  

$$=(P_s - P_v) / (1/2 \times \rho W_1^2)$$
  
 $P_s$  : インデューサ入口静圧 (Pa・G)  
 $P_v$  : 飽和蒸気圧 (Pa・G)  
 $\rho$  : 流体密度 (kg/m<sup>3</sup>)  
 $W_1$  : インデューサ入口相対速度 (m/s)  
 $\omega$  : インデューサ軸の回転周波数 (Hz)  
 $\omega_c$  : 旋回キャビテーションの周波数 (Hz)  
 $D_{in}$  : インデューサ直径 (mm)

## 2. 試験設備と試験方法

試験は、図1に示すJAXA・角田宇宙センターに設置されている、キャビテーションタンネル試験設備<sup>(14)</sup>を用いて行った。本設備は、脱気した純水を作動流体とする回流式水槽である。インデューサは直流モータにより駆動され、上流側には任意に入口圧力を加圧・減圧設定できる圧力調整装置が設置されている。インデューサ下流には流量制御弁、超音波流量計及びタービン流量計が設置され、さらにその下流に設置された熱交換器によりタンネル内の水の温度はほぼ一定に保たれている。インデューサケーシングはアクリル製透明管とし、インデューサに発生するキャビテーションを外部より高速度カメラ(ビデオ撮影も含む)及び内部流れをPIVで観察できる仕様とした。また、駆動軸に設置した変位計とインデューサ入口、出口に設置

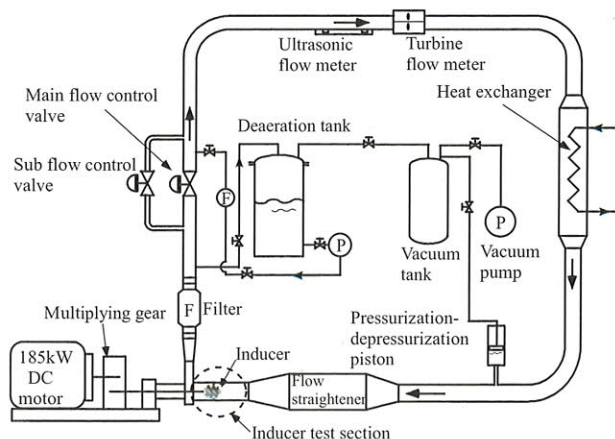


図1 キャビテーションタンネル概略図

した変動圧力センサにより、各キャビテーション係数における変動成分を測定し、FFT解析を行うことでキャビテーションによる振動の発生状況を調べた。

図2にキャビテーションタンネルにおけるPIVを用いたインデューサ入口流れの測定試験及び高速度カメラによる撮影状況を示す。

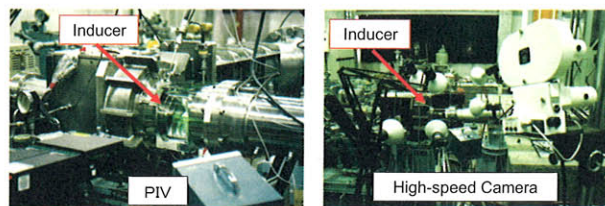


図2 PIV測定及び高速度カメラ撮影

高速度カメラによる観察には16mmフィルムを用い、7,000コマ/秒で撮影した。光源には1kw×6個の連続光源を、画像解析装置には16mmフィルム用フィルムモーションアナライザを用いた。

PIVは、流れ場に介在する粒子にシート状のダブルパルスレーザ光を照射し、CCDカメラにより捉えた時系列の粒子画像から二次元速度分布を得る手法である。光源にはYAGレーザを2台使用し、レーザシート厚さは約3mm、レーザの発光間隔は50μsである。高速度ビデオによる撮影は、500wの連続光源を2基用い、毎秒4,500フレームにて行った。

本報告では回転数N=6,000rpm～7,000rpmにおいて、インデューサ入口圧力を徐々に低下(390KPa・G～70KPa・G)させた吸込性能試験を行い、キャビテーション係数を低下させることにより生じる不安定現象の発生領域を捉えた。

## 3. 液体酸素ターボポンプのキャビテーション

LE-7液体酸素ターボポンプの開発初期に発生した回転非同期の軸振動は、Rosenmanがインデューサ回転軸に加わる半径方向加重を測定した結果<sup>(9)</sup>と、上條らが可視化観察により明らかにした<sup>(10)～(12)</sup>現象が良く一致することから、インデューサに発生する旋回キャビテーションに起因するものと結論した。

発生した軸振動を図3に示す。この旋回キャビテーション

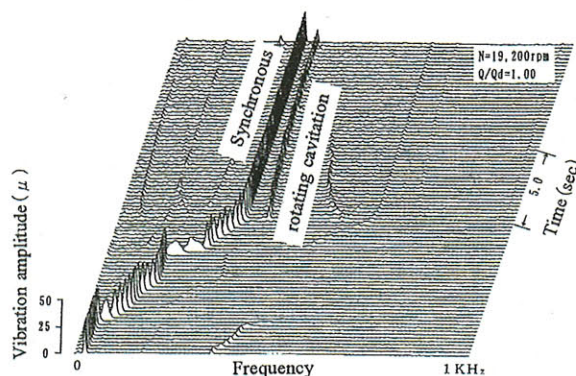


図3 LE-7液体酸素ターボポンプの軸振動  
(周波数解析)

ンを可視化により捉えるために、キャビテーションタンネルにおいて高速度カメラを用いて現象を観察した。インデューサに発生した旋回キャビテーションの一例を以下に示す。図 4-a はインデューサが 2/3 回転する間のそれぞれ 3 枚の羽根上のキャビティの様子を示しており、3 枚の羽根それぞれのキャビティ形状が非一様であることを示している。図 4-b は軸 1 回転毎の一枚のインデューサ羽根上のキャビティの伸縮を示しており、キャビティはある周期で伸縮を繰り返していることが判る。図 5 には 3 枚の羽根上のキャビティの変化を、図 6 には図 5 に示したチップキャビティの面積の変化を画像解析から求めた結果を示す。

3 枚の羽根上のキャビティ面積の広い領域は、羽根番号 3→2→1→3 の順で変化しており、羽根よりも速くインデューサ入口部を旋回していることを示している。また図 6 から読みとった振動の周期は、 $\omega_c$  を旋回キャビテーションによる軸振動の周波数、 $\omega$  をインデューサの回転周波数とすると  $(\omega_c - \omega)$  と一致することが判明した。この

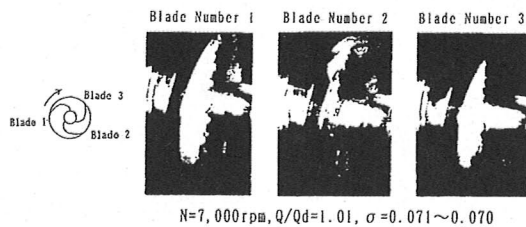


図 4-a 軸が 2/3 回転する間のそれぞれ 3 枚の羽根上のキャビティ

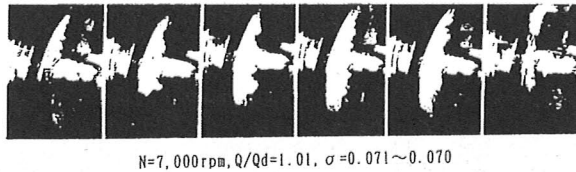


図 4-b 1 枚の羽根上のキャビティの伸縮

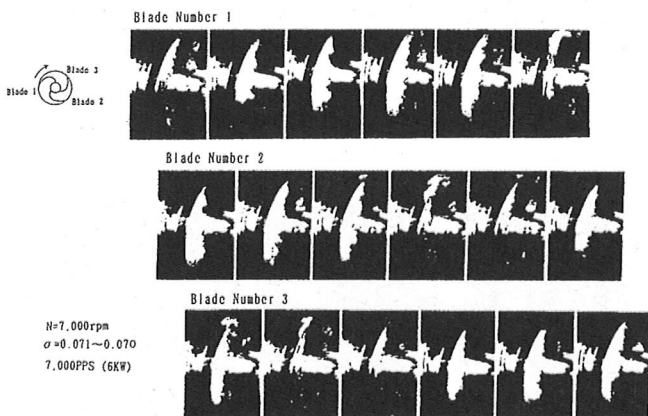


図 5 3 枚の羽根上の旋回キャビテーションの変化

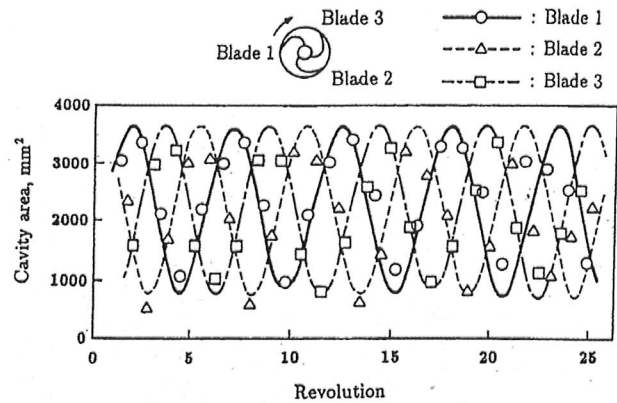


図 6 キャビティ長さの変化(旋回キャビテーション)

旋回キャビテーションについては辻本ら<sup>(13)</sup>により初めて理論が構築され、正のマスフローゲインファクタがその発生原因であることが明らかにされた。現在、旋回キャビテーションはインデューサ上流部のケーシング径をわずかに広げるにより、エンジン作動範囲において完全に抑制されている。

#### 4. 液体水素ターボポンプのキャビテーション

H-II ロケット 8 号機の LE-7 エンジントラブルでは、旋回キャビテーションがインデューサ羽根の疲労破壊の原因のひとつとされたため、キャビテーションタンネル試験設備の水試験においてキャビテーションによる不安定現象の解明を行った<sup>(14)</sup>。設備上の制約から回転数は  $N=6,500\text{rpm}$  とし、流量はエンジン作動時の  $Q/Q_d=1.0$  とした。この条件のもと、回転非同期旋回キャビテーションの発生領域 ( $\sigma=0.06$  附近、インデューサ入口圧力で約  $29.4\text{KPa}\cdot\text{G}$ ) 及び回転同期旋回キャビテーションの発生領域 ( $\sigma=0.04$  附近、インデューサ入口圧力で約  $9.8\text{KPa}\cdot\text{G}$ ) においてデータを取得した。

事故当時の LE-7 に搭載されたインデューサが A で、インデューサ B は LE-7A 用に旋回キャビテーション対策が加えられたものである。図 7 に PIV によりインデューサ A の軸中心で観察したときの軸-半径方向速度分布と、チップ付近を測定した軸-周方向速度分布の結果を示す。インデューサ入口部の逆流はかなり大きく、チップ付近では狭く、上流へ遡るに従って広がっている。チップ付近の観察では予旋回が上流まで広がり、逆流領域に予旋回領域が対応している。

図 8 はインデューサ A の旋回キャビテーションを高速度ビデオで撮影したもので、各羽根上でそれぞれのキャビティが変化している様子を捉えている。表示した 3 枚の羽根は連続的に撮影したもので、それぞれ 1/3 回転の時間遅れを持っている。キャビティは逆流により上流側にも大きく広がっており、PIV 観察に対応している。他の試験場に



おける確認試験では、インデューサ直径 ( $D_{in} = 160\text{mm}$ ) の 2~3  $D_{in}$  上流までキャビティが逆流することも確認されている。

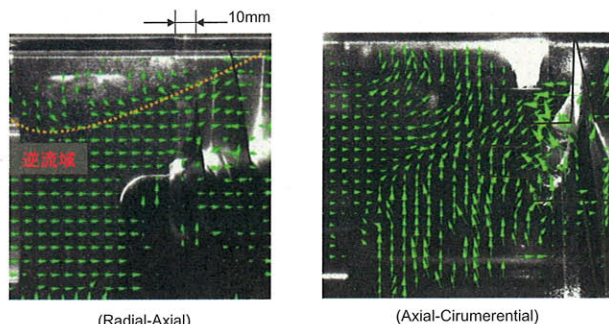


図7 インデューサ入口流れのPIV測定  
(インデューサA)

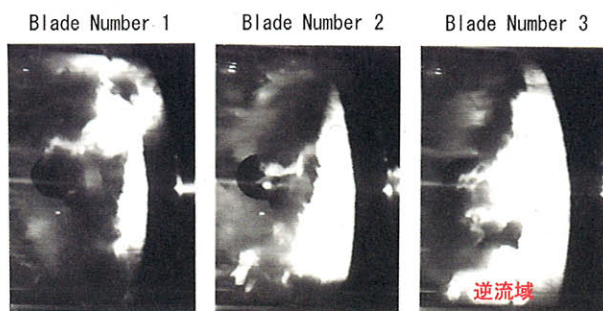


図8 旋回キャビテーションの高速度ビデオ画像  
(インデューサA)

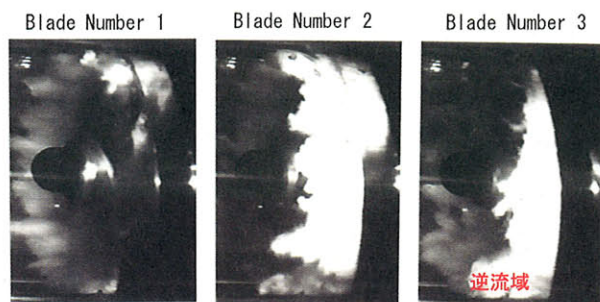


図9 定常非対称キャビテーションの高速度ビデオ  
(インデューサA)

図9は旋回キャビテーションの発生領域よりさらにキャビテーション係数を低下させた定常非対称キャビテーション ( $\omega_c/\omega=1.0$ の回転同期の旋回キャビテーション) 発生時のキャビティ形状の変化を示した。この領域においても図6同様に逆流領域は大きく、2枚の羽根のキャビティはインデューサの約半周に達しているにもかかわらず、残りの1枚の羽根では極めて小さいキャビティが見られるだけである。このようにアンバランスで発生する回転同期の非対称キャビテーション条件下では、軸系の振動に大きな影響を与えることは容易に推察される。

図10, 図11, 図12は旋回キャビテーション対策を加えたLE-7A用改良型インデューサ(B)における同様な試験結果である。PIV観察では図10のインデューサチップからの逆流はチップ近傍に限定され、それ以外の領域は主流に沿う流れの速度成分となっている。キャビテーション形状は羽根近傍に限定されており、液酸ターボポンプインデューサと似通ったキャビティを形成している(図11)。タンネル試験ではキャビテーション係数が低下しても旋回キャビテーションはほとんど見られず、羽根近傍に限定された3枚の羽根上のキャビティがほぼ同じ長さの定常対称キャビテーション領域となっている(図12)。

可視化観察の結果、改良型のインデューサBはLE-7の従来型のインデューサであるAと比較すると旋回キャビテーションの発生領域は狭く、発生した場合でも振幅は極めて小さく、良く抑制されていることが確認された。このことがLE-7A液水ターボポンプの軸振動低減に好結果を与えたものと考えられる。

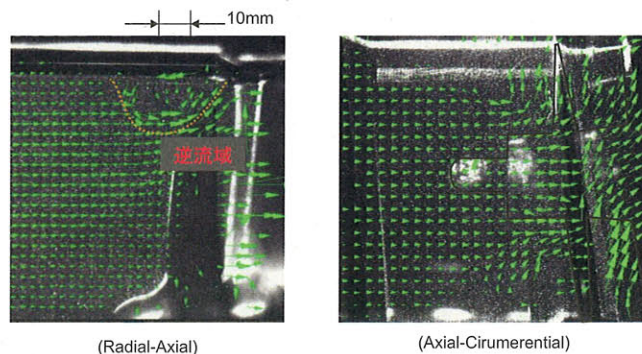


図10 インデューサ入口流れのPIV測定  
(インデューサB)

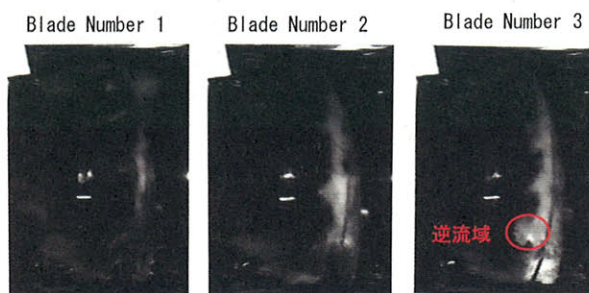


図11 旋回キャビテーションの高速度ビデオ画像  
(インデューサB)

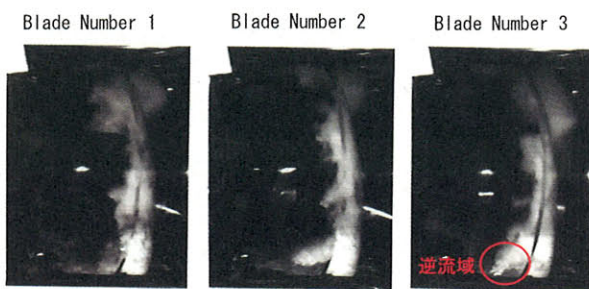


図12 定常非対称キャビテーションの高速度ビデオ  
(インデューサB)



## 5. 二段インデューサのキャビテーション

二段インデューサは、インデューサを前段、後段の二段方式にし、前段にブーストポンプとしての役割を負わせることで各羽根車の負担を軽減させることを目的として試作した。前段4枚、後段8枚のインデューサで、前・後段の位相関係と距離を変えることができる。

図13に二段インデューサの外観と圧力変動の計測位置を示す。図14-a、図14-bは前段インデューサ中間に設けた変動圧力センサの出力をFFT解析したものである。図14-aの約110Hzに旋回キャビテーション、約200Hzに交互翼キャビテーション、図14-bの約10Hzにキャビテーションサージが現れている。図15-a、図15-bは図14-aに現れた旋回キャビテーション、交互翼キャビテーションを高速撮影したもので、インデューサが3/4回転する間のそれぞれ4枚の羽根上のキャビティの様子を示した。このインデューサでは $Q/Q_d=1.1$ の高流量域において、旋回キャビテーションはキャビテーション係数で $\sigma=0.027$ 付近から、交互翼キャビテーションは $\sigma=0.065$ 付近に観察された。

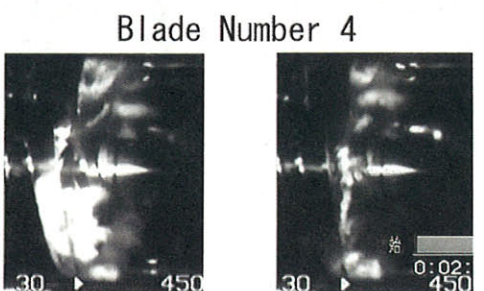
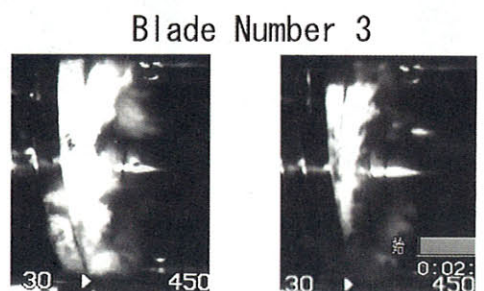
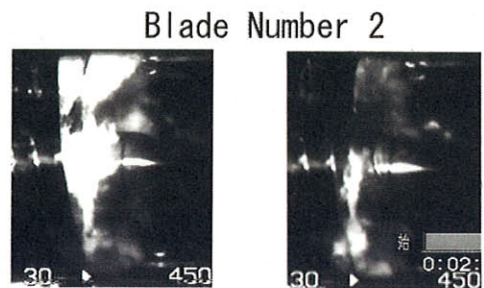
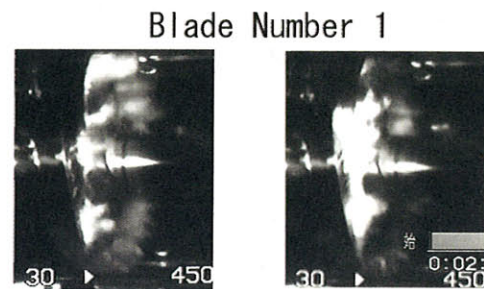
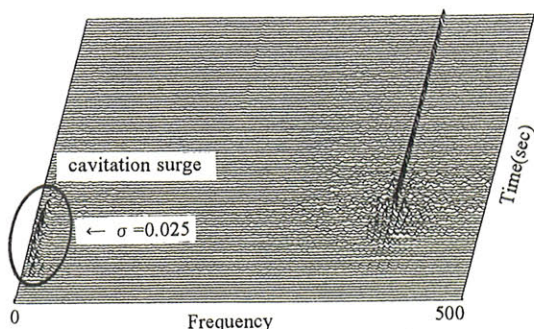
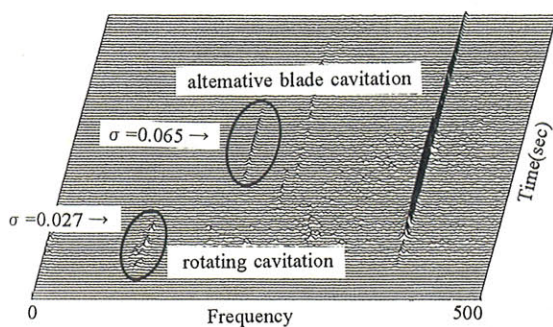
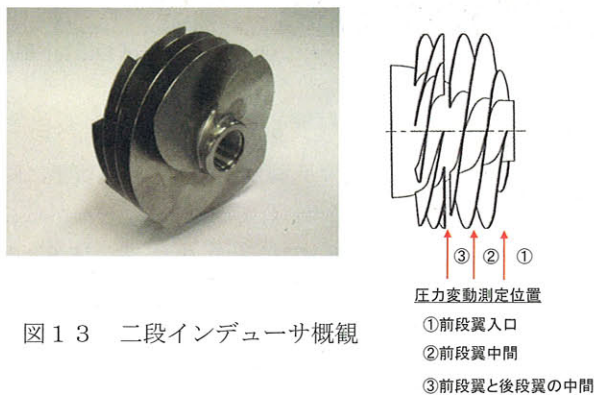


図15-a 旋回キャビテーション 交互翼キャビテーション

図16は図14-bに現れたキャビテーションサージを捉えたもので、4枚の羽根上のキャビティが最大のときと1/2周期の最小になったときのキャビティの様子を示した。 $Q/Q_d=0.90$ の低流量域で $\sigma=0.025$ 付近に $0.1\omega$ の周期で現れている。4枚の羽根上のキャビティは同位相で伸縮しており、キャビテーションサージの特徴を示している。また、インデューサの前段、後段の位相を変えた試験、前・後段の間隔を広げた試験を行ったが、変動圧力に差は見られなかった。ロケットポンプ用インデューサのキャビテーション振動は、インデューサ入口部に発生するチップキャビテーションを主因とすることが多く、そのため後段の羽根の位置等の変化に影響を受けなかったものと考えられる。今回用いたインデューサケーシングは、前・後段の位相及び間隔をパラメータとする試験のために、インデューサとケーシングの位置関係に影響を受けないストレート型ケ



ーシングとした。このストレート型ケーシングは比較的旋回キャビテーションが発生しやすい形状であるために、3枚羽根インデューサと同様に高流量域では旋回キャビテーションが発生することが確認された。

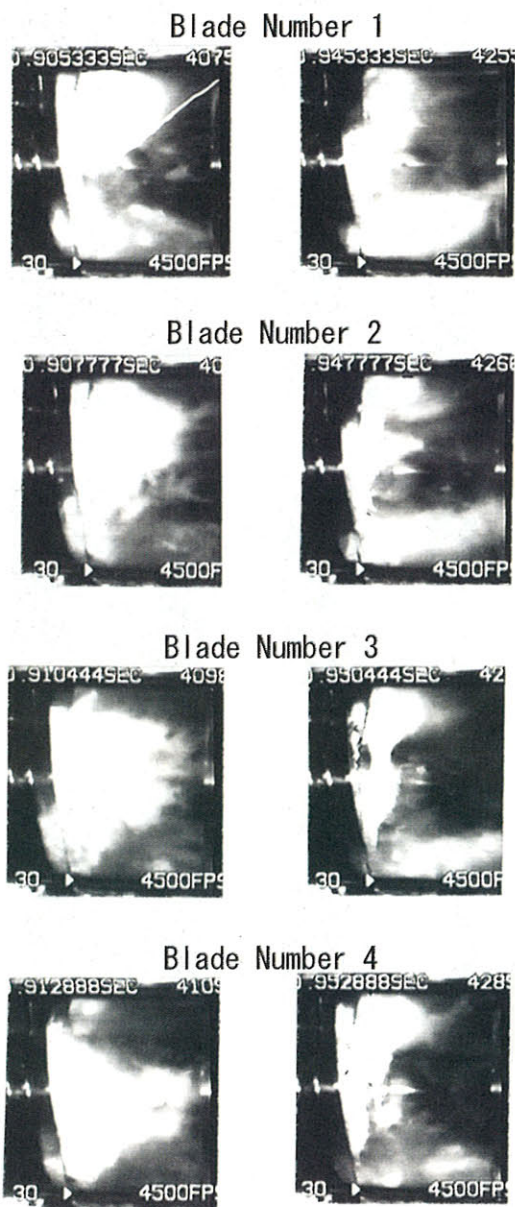


図 16 キャビテーションサージ

## 6. CFD可視化の一考察

キャビテーションによる不安定現象は、インデューサの内部流れと深く関わっていることが明らかにされている<sup>(15)</sup>。このためキャビテーションをあらかじめ予測する手段として CFD が用いられるようになった。図 17 は CFD によるインデューサ内部流れの解析結果<sup>(16)</sup>と、PIV によるインデューサの入口部と出口部の測定結果であり、ベクトル表記は速度と向きを示している。CFD の使用したコードは STAR-CD で単層流解析を、乱流モデルは標準  $k-\epsilon$  である。

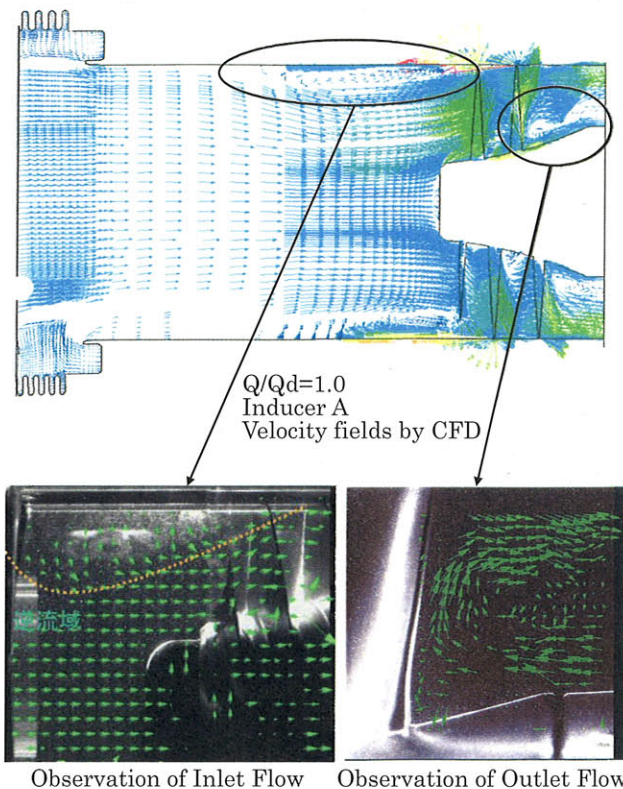


図 17 CFD 解析と PIV 測定の比較

CFD と PIV の両者とも入口及び出口の逆流状態に関し定性的に一致する結果が得られている。しかしながらこれまでの PIV 観察では、同一試験条件（回転数、流量、入口圧力）、同一羽根角度においても逆流領域が少ない場合と、入口直近から半径方向の速度成分が大きく入口側に広がり逆流領域が発達した両方の現象<sup>(17)</sup>が観察されている。

この異なる流れ場の現象は Kurahara<sup>(18)</sup>らの示している逆流領域の非定常性と考えられるが、CFD 解析に逆流の非定常性を反映することは現時点ではいささか困難である。また、CFD を用いて予測できるのは定常的な逆流領域の生成までであり、逆流領域の規模とキャビテーションの安定または不安定となる領域境界との相関を示すまでには至っていない。

ロケット用インデューサでは、わずかに設計を変えただけで不安定現象の発生領域のみならず発生形態にも影響を受けることから、今後より多くのデータの蓄積が必要である。

## 7. おわりに

現在インデューサに発生するキャビテーション現象、特に旋回キャビテーションによる回転非同期の軸振動対策としては、入口ケーシングを広げる方法がとられている。これにより旋回キャビテーションの発生領域をエンジンの作動範囲を外れた高流量側へ遷移させている。しかしな

がらエンジンの高寿命化、再使用化を目指す場合エンジンの作動範囲は拡大する方向に進むと考えられる。旋回キャビテーションはインデューサチップからの逆流と深く関わっていることが指摘されてはいるが、未だ完全な解明には至っていない。現在 PIV、高速度ビデオ等によりインデューサ入口部の流れとキャビテーション現象についての研究を進めているが、今後はさらに CFD 等も活用し、検証する必要があると考えられる。

### 参考文献

- (1) Kanmuri, A., et.al.; Start Transient Analysis of LOX/LH2 Rocket Engine(LE-7)、Proceedings of 16th ISTS, 1988.
- (2) 上條他 1 名.; LE-7 液酸ポンプインデューサの試作研究、日本機械学会論文集、57-544B, 1991.
- (3) Kamijo, K., et.al.; Hydraulic and Mechanical Performance of LE-7 LOX Pump Inducer, AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No.6, 1993.
- (4) Yamada, H., et.al.; Performance of a Tandem Inducer Under Noncavitating and Cavitating Conditions, Fifth International Symposium on Cavitation(CAV2003), November 1-4, 2003.
- (5) 山田他 6 名.; 二段インデューサの性能、第 54 回ターボ機械講演会論文集、2005.
- (6) 吉田他 3 名.; 多段インデューサの意匠、ターボ機械、第 34 巻 5 号、2006.
- (7) Hashimoto, T., et.al.; Experimental Study on Rotating Cavitation on Rocket Propellant Pump Inducers, AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.3, No.4, 1997.
- (8) Kamijo, K., et.al.; Hydraulic and Mechanical Performance of LE-7 LOX Pump Inducer, AIAA/SAE/ASME/ASEE, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.
- (9) Rosenman, W.; Experimental Investigations of Hydrodynamically Induced Shaft Forces with a Three Blade Inducer, Pro. of the Symposium on Cavitation in Fluid Machinery, ASME Winter Annual Meeting November 7-11, 1965.
- (10) Kamijo, K., et.al.; An Experimental Investigation of Cavitating Inducer Instability, ASME Paper, 77-WA/FE-14, 1977.
- (11) Kamijo, K., et.al.; A Visual Observation of Cavitating Inducer Instability, NAL TR-959T, 1980.
- (12) 橋本他 3 名.; ロケットターボポンプインデューサに発生するキャビテーションによる不安定現象の観察、日本機械学会論文集、63-607B, 1997.
- (13) Tsujimoto, Y., et.al.; A Theoretical Analysis of Rotating Cavitation in Inducer, ASME Journal of Fluids Engineering, Vol.115, No.1, 1993.
- (14) 渡邊他 6 名.; 液水ポンプインデューサの可視化試験、可視化情報学会誌、Vol.21, Suppl No.2, 2001.
- (15) 島垣他 6 名.; ロケットポンプインデューサの内部流れと非定常圧力変動に及ぼすケーシング形状の影響、日本航空宇宙学会論文集、53-617, 2005.
- (16) 三菱重工業(株).; LE-7A 液水ターボポンプインデューサ流動解析結果、WBS-620232, 2000.
- (17) Hashimoto, T., et.al.; Observation of Backflow and Prewhirl at Rocket Propellant Pump Inducer, AIAA, 2000-3154, 2000.
- (18) Kurahara, K., et.al.; A Study of Swirling Backflow and Vortex Structure at the Inlet of an Inducer, ISROMAC-7, 1998.





宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-008

---

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 : <http://www.jaxa.jp/>  
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。

