

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

ロケットポンプインジェューサの内部流れと  
非定常圧力変動におよぼすケーシング形状の影響

島垣 満, 橋本 知之, 渡邊 光男,  
長谷川 敏, 中村 憲明, 志村 隆, 上條 謙二郎

2006年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 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 におよぼすケーシング形状の影響\*

島垣 満<sup>\*1</sup>, 橋本 知之<sup>\*1</sup>, 渡邊 光男<sup>\*1</sup>,  
長谷川 敏<sup>\*1</sup>, 中村 憲明<sup>\*2</sup>, 志村 隆<sup>\*1</sup>, 上條謙二郎<sup>\*1</sup>

## Effect of the Casing Geometry Configuration on the Internal Flow and Unsteady Pressure Fluctuation in Rocket Pump Inducer

Mitsuru SHIMAGAKI<sup>\*1</sup>, Tomoyuki HASHIMOTO<sup>\*1</sup>, Mitsuo WATANABE<sup>\*1</sup>,  
Satoshi HASEGAWA<sup>\*1</sup>, Noriaki NAKAMURA<sup>\*2</sup>, Shimura TAKASHI<sup>\*1</sup>, Kenjiro KAMIJO<sup>\*2</sup>

### Abstract

The effects of inlet casing geometry configuration on unsteady cavitation were examined with a 3-bladed inducer. The inlet flow and cavitation pattern in two different casings were visualized using PIV (particle image velocimetry) and high-speed video. It was found that the rotating cavitation was suppressed when the tip clearance at the inducer inlet was increased. The vortex cavitation in tip leakage flow and cavitation in back flow are thought to affect the appearance of the rotating cavitation as a result of the inlet casing geometry configuration.

**Key Words** : Turbopump, Inducer, Cavitation, Vortex, Back flow, Leakage flow

### 概要

インデューサケーシング入口形状の影響が、3枚翼であるインデューサに発生する非定常なキャビテーションについて調べた。インデューサ入口流れ場及び生成されたキャビティの構造は、2形状の異なるインデューサケーシングについて PIV (粒子画像流速測定) システムと高速度ビデオを用いて可視化観察を行った。本試験では、非定常キャビテーションの一つである旋回キャビテーションが発生し易い入口形状のケーシングと入口形状径を広げ旋回キャビテーションが抑制されるケーシングを用いて可視化計測した。インデューサ翼端部の漏れ流れ渦とインデューサ上流に発達する逆流の構造は、インデューサケーシング入口形状により旋回キャビテーションの発生に影響していると思われる。

### 1. 緒言

推進剤の供給のうえで重要な役割を果たすロケット用ターボポンプには、高揚程、高吸込み性能並びに小型、軽量化が要求される。高速のターボポンプには、吸込み性能を向上させることを目的として、ヘリカル形状のインデューサが前段に用いられる。インデューサには高い吸込み性能のほか、近年ではキャビテーションによる不安定現象を抑制<sup>[1, 2]</sup>することが、ターボポンプの信頼性向上のために要求されている。

キャビテーションによる不安定現象の代表的なものとして、旋回キャビテーション<sup>[3]</sup>、キャビテーションサージ<sup>[4]</sup>が挙げられる。旋回キャビテーションとは、各翼で大きさの異なるキャビティパターンが周方向に旋回する現象である。この、旋回キャビテーションは、以下のように分類される。

・キャビティのパターンが翼の回転方向に回転速度より速く、

または遅く伝播する“前まわり旋回キャビテーション”  
・翼の回転方向と逆方向に伝播する“逆まわり旋回キャビテーション”<sup>[5]</sup>

・翼に固着して回転する“回転同期旋回キャビテーション”  
前まわり、逆まわり旋回キャビテーションは、軸回転数に同期しないため回転非同期旋回キャビテーションとも称されている。また、キャビテーションサージはキャビティの動特性が原因となって発生するシステムの一次元の不安定現象である<sup>[4]</sup>。キャビテーションによる不安定現象の発生は、軸振動を増大させたり、翼にかかる変動応力を増加させたりするため、信頼性向上の観点から問題となっている。

これらの不安定現象については、高速度ビデオカメラ、ストロボ撮影、非キャビテーション下での PIV による観察から、その性質について説明されている<sup>[7]</sup>。しかし、不安定現象発生状況での PIV 計測による内部流れは、発生するキャビティが計測の妨げになる等の理由から行われていなかった。

本実験では、ロケットのフライトで要求される最も厳しい条件以下までキャビテーション係数を下げ、段差なし型と段差あり型<sup>[1]</sup>の2形状のインデューサケーシングを使用し、イ

\* 宇宙航空研究開発機構 2006年1月19日 原稿受付  
(Received 19 January, 2006)

<sup>\*1</sup> 宇宙航空研究開発機構, 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> 科学技術振興機構, 重点支援協力研究員 (Japan Science and Technology Agency)

インデューサ近傍の流れ場を PIV ならびに高速度ビデオを用いて可視化比較実験を行った。本報告では、吸込み性能実験で得られたインデューサケーシング壁面の圧力変動解析結果及び可視化観察画像からケーシング形状による回転非同期旋回キャビテーション抑制の機構について考察した。

インデューサ入口流路の内壁が直管型の段差なし型ケーシングであり、(b)は、インデューサ前縁近傍まで内径を拡大( $R_1$  の 2.44%程度)させて奥行き( $R_1$  の 3.25%)を持たせて傾斜をつけた段差あり型ケーシングである。ただし、チップクリアランスは、 $R_1$  の 0.48%程度の間隙である。

座標系は、軸方向距離を  $x$  とし、半径方向距離を  $r$  とする。PIV 撮影領域は、 $x$ - $r$  断面である。

記号の説明

- $Q$  : 実験流量 (l/s)
- $Q_d$  : 設計流量 (l/s)
- $Q/Q_d$  : 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)
- $P_v$  : 飽和蒸気圧 (Pa)
- $\rho$  : 流体密度 ( $\text{kg/m}^3$ )
- $v$  : 半径方向平均速度 (m/s)
- $u$  : 軸流方向平均速度 (m/s)
- $u_{tl}$  : インデューサ入口翼端周速度 (m/s)
- $W_1$  : インデューサ入口相対速度 (m/s)
- $\zeta^*$  :  $x$ - $r$ 面における無次元渦度  
 $= (dv/dx - du/dy) \times (u_{tl}/R_1)$
- $\omega$  : 圧力変動周波数 (Hz)
- $\omega_s$  : インデューサ軸回転周波数 (Hz)
- $R_1$  : インデューサ入口半径(mm)
- $r$  : 半径方向距離 (mm)
- $x$  : 軸方向距離 (mm)

2. 実験装置及び方法

2.1 実験装置

本実験は、宇宙航空研究開発機構・ロケットエンジン技術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を用いて行われた。図 1 に設備の概要を示す。設備は、作動流体を水とする回流式水槽である。水は十分に脱気された後、水槽内に供給される。インデューサは、直流モータによって駆動される。インデューサ上流には、加圧減圧を行う圧力調整器が設置されておりインデューサ入口圧力を任意に設定できる。またインデューサ下流には、タービン式流量計 (FS140l/s,  $\pm 0.2\%$ ) が設置されている。更に下流には、熱交換器が設置されており、実験中作動流体の温度はほぼ一定に保たれる。

旋回キャビテーション及び非定常圧力変動の発生を確認するために、インデューサのケーシングまわりに圧力センサを設置した。センサ位置の概略を図 2 に示す。インデューサ入口部でのセンサ位置を A、翼中間部を B、出口部を C と称する。供試インデューサは3枚翼である。

本実験で使用したインデューサケーシングは、PIV 及び高速度ビデオでキャビテーションを観察するために透明アクリル樹脂で製作されている。更に光の屈折の影響を最小にするため、ケーシング外形は矩形形状とした。図 3(a), (b)には、使用した2種類のケーシングを示す。(a)は、イン

2.2 PIV 計測システム

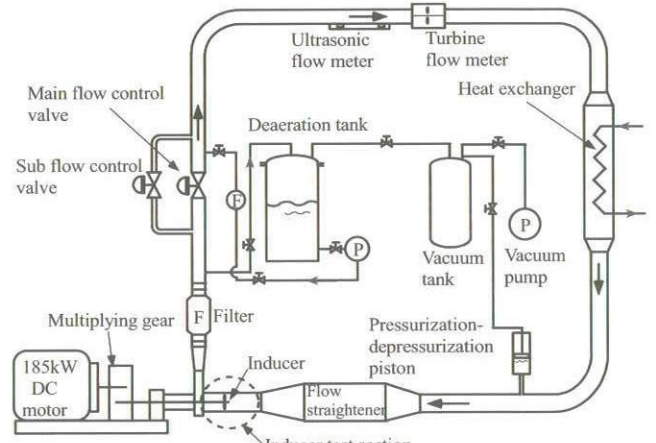


図 1 実験装置

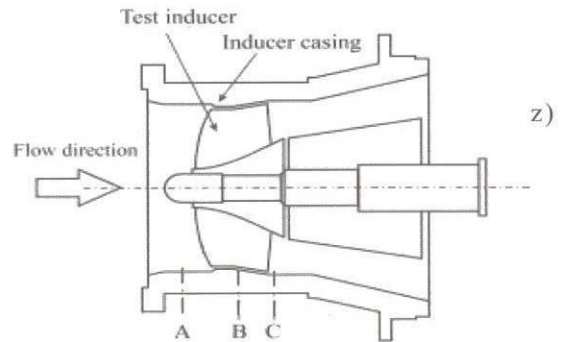


図 2 変動圧力センサ位置

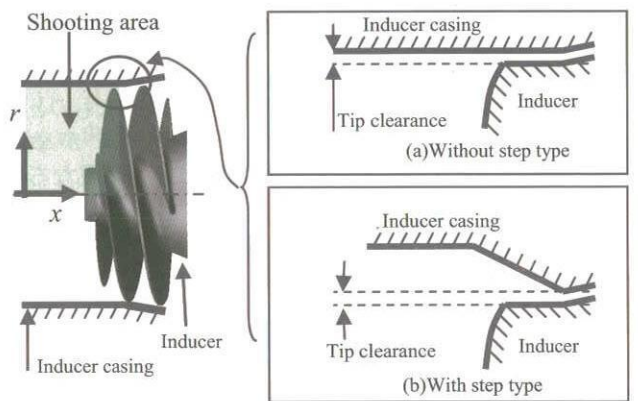


図 3 インデューサケーシング形状



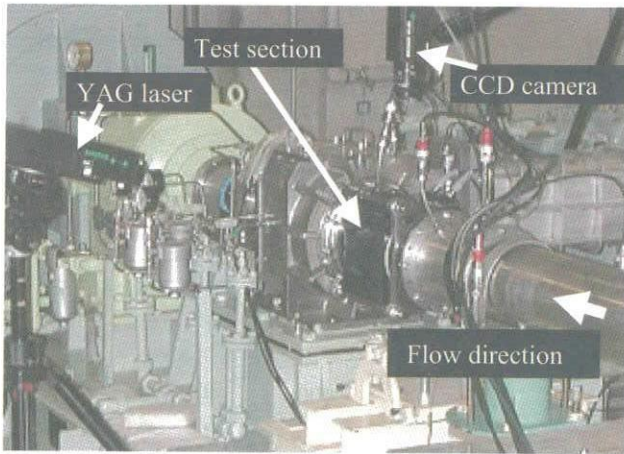


図4 PIV計測

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。図4に本実験で用いたPIV計測の状況<sup>6)</sup>を示す。光源には、YAGレーザを2台使用した。レーザシート厚は約3mm、レーザの発光間隔は50 $\mu$ sである。またトレーサには、水溶性修正液を用いた。

### 2.3 高速度ビデオによる可視化計測

高速度ビデオの撮影条件は、カメラレンズ絞り値 5.6、被写体までの距離約 2.1m(レンズ仕様:Nikon Nikkor105mm F2.8)、500Wの連続光源を2基用いることにより、毎秒13,500フレームにて行った。高速度ビデオによる可視化計測は、回転数 6,000rpmで行ったことにより、翼の回転角 2.67°毎にキャビテーションの形状が記録されるため、詳細なキャビテーション形状の変化が観察可能である。

### 2.4 実験方法

PIV可視化実験は、回転数 5,000rpm (FS9,000rpm,  $\pm 0.2\%$ )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係数 $\sigma$ を変化させて実験を行った。可視化領域は、図3、図5に示すようにインデューサ中心軸断面に横からレーザシートを入射させ上方よりCCDカメラで撮影を行った。またインデューサケーシングに設置された圧力変動センサ(FS0.5MPa,  $\pm 0.2\%$ )で計測された時系列データは、24kHzのサンプリング周波数でA-D変換器に取り込み、実験後に周波数解析を行った。高速度ビデオによる可視化撮影ならびに吸込み実験での圧力変動の計測は、回転数 6,000rpmで行った。本実験では、回転非同期旋回キャビテーションに対して、ケーシング形状の影響が顕著に表れた流量比 $Q/Q_d=1.10$ で行った。Qは実験流量であり、 $Q_d$ は設計流量を表す。

## 3. 実験結果及び考察

### 3.1 段差なし型ケーシング及び段差あり型ケーシングの翼中間部Bでの圧力変動の比較

図6、図7は、 $Q/Q_d=1.10$ の吸込み実験における、イン

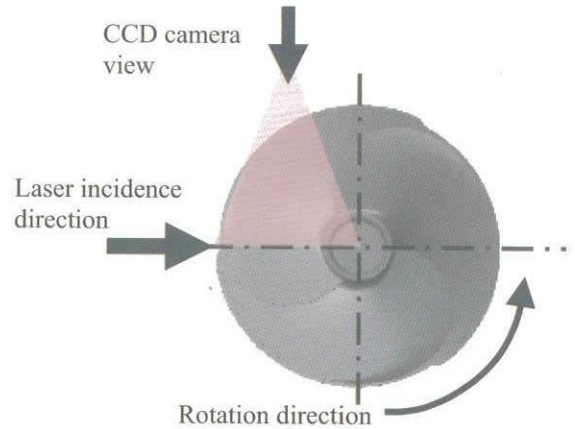


図5 インデューサとレーザ入射位置

デューサ翼中間部Bの圧力変動スペクトラム解析結果である。6図は、段差なし型ケーシングの場合で、7図は、段差あり型ケーシングの結果である。実験は、キャビテーション係数 $\sigma$ を減少させる方向で行った。

図6の段差なし型ケーシングの結果では、 $\sigma \approx 0.059 \sim 0.038$ の領域で軸回転周波数成分 $\omega_s (=100\text{Hz})$ の約1.1~1.3倍にピークを有する周波数が確認できる。この圧力変動成分は、回転非同期旋回キャビテーションによるものであり、ロケットポンプの軸振動に悪影響を及ぼす<sup>[1]</sup>。

図7の段差あり型ケーシングの場合では、このキャビテーション係数の範囲で回転非同期旋回キャビテーションが発生していない。 $\sigma \approx 0.038 \sim 0.017$ 付近まで、約20Hzにピークを持つ圧力変動が確認されるが、これはキャビテーションサージによる圧力変動である。

このように形状の異なる2種類のケーシングでは、キャビテーション係数を下げるに連れ、異なったキャビテーション不安定現象の発生状況を示している。段差あり型ケーシングは、回転非同期旋回キャビテーションを抑制する目的で開発されたケーシング形状であるが<sup>[1], [2]</sup>、その抑制機構は詳細に調べられていない。そこでインデューサ入口近傍とケーシング近傍の流れ場を可視観察する目的で、スペクトラム解析結果を踏まえて選択したキャビテーション係数 $\sigma$ において、高速度ビデオカメラ及びPIVを用いた可視化実験を行った。

### 3.2 高速度ビデオによるインデューサ近傍の流れ場

図8、図9は、6,000rpm、 $Q/Q_d=1.10$ での段差なし型及び段差あり型ケーシングにおける、インデューサ軸1/3回転毎の高速度ビデオによる可視化画像であり、図の上からインデューサ翼1→翼2→翼3に対して6回転分の各翼上に発生するキャビテーション形状の変化を示す。

図8は、図6の実験に対応する段差なし型ケーシングの $\sigma \approx 0.054$ の高速度ビデオの画像であり、スペクトラム解析結果から判定して、回転非同期旋回キャビテーションが発生している場合のものである。これらの画像から、各翼に不均一なキャビティとなっており、約2回転後に1翼分だけキャビティの形状パターンが回転方向に進んでいることが分かる。すなわちキャビティが翼の回転速度より速く伝播していることが可視的に示されている。また、キャビティが

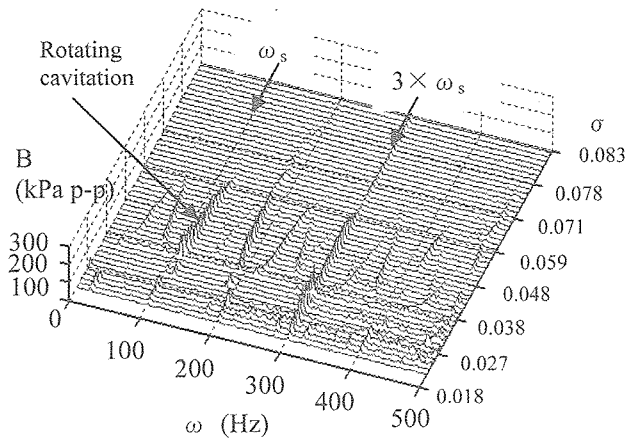


図6 スペクトラム解析圧力変動B  
( $Q/Q_d=1.10$  段差なし型ケーシング)

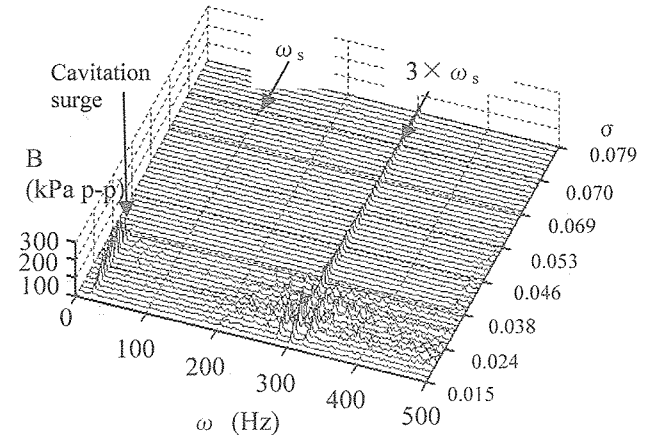


図7 スペクトラム解析圧力変動B  
( $Q/Q_d=1.10$  段差あり型ケーシング)

スロートを越えて翼間流路を閉塞している状況を確認できる。

図9は、図7の実験に対応する段差あり型ケーシングの $\sigma \approx 0.057$ の可視化画像である。このケーシングの場合は、全ての翼に翼端漏れ渦キャビテーションがほぼ均等に発生している。加えて各翼間には、キャビティが翼間を閉塞している箇所が確認されない。段差なし型ケーシングに比較して、更に全体にキャビティの発生量が少なく、図中白矢印で示すように翼から離れた位置に軸方向の逆流渦キャビテーションが存在している。

この特徴の違いが、段差の有無による回転非同期旋回キャビテーション抑制効果の違いに影響していると考えられる。

### 3.3 PIVによるインデューサ入口近傍の流れ場

#### 3.3.1 可視化観察結果

図10(a), (b)は、 $Q/Q_d=1.10$ 、段差なし型と段差あり型ケーシングの場合のPIV計測結果で、各々 $\sigma \approx 0.590$ 、 $0.106$ 、 $0.091$ 、 $0.059$ 時の平均速度ベクトル( $u, v$ ) (以下、速度ベクトルと称す)を示す。ここでの平均とは、一回の撮影で計測される8枚組のPIV画像の速度ベクトルを単純平均処理した値である。また、図10(a), (b)中の破線位置は、インデューサ翼前縁部を示す。

$\sigma \approx 0.590$ の非キャビテーション下では、翼端前方の丸線の範囲の速度ベクトルから、ケーシング形状の段差の有無は、翼端からの漏れ渦の領域の大きさの違いとなって示されている。更に、キャビテーション係数を下げ段差なし型ケーシングの $\sigma \approx 0.106$ 、回転非同期旋回キャビテーション発生前の $\sigma \approx 0.091$ および回転非同期キャビテーション発生中の $\sigma \approx 0.059$ とキャビテーション不安定現象が発生していない段差あり型ケーシングにおける各 $\sigma$ の翼端から生じる漏れ渦の領域を比較しても、ケーシング形状による差が認められる。段差あり型ケーシングの場合、翼端漏れ渦によるキャビティが、ケーシング内壁に沿って図中両矢印で示す範囲まで到達しているが、段差なし型ケーシングの場合では、翼端漏れ渦によるキャビティが段差あり型ケーシングに比較して短く、さほど上流まで発達し

ていない。図10(a), (b)中の白いキャビティ部にある速度ベクトルは、キャビティ気泡をトレーサとして検出されたものと考えられる<sup>[8]</sup>。

また段差なし型ケーシングの $\sigma \approx 0.106$ 、 $0.091$ 、 $0.059$ の場合には図中の中央丸囲い部分には、キャビティを示す薄い影があり、この部分の速度ベクトルが乱れている。これは、ケーシング壁に沿って周方向に長く成長したキャビティが撮影領域面上を覆っていることを示す。この面に表れているベクトルは、中心断面には発生していない旋回成分を含んだ翼端漏れ渦を捉えたためと考えられる。

一方、段差あり型ケーシングでは、ミッドスパン付近のベクトルが翼直前まで主流方向を示しており、これは段差なし型ケーシングに比べてキャビテーションの発生量そのものが少ないことを示している。このことは、図11に示した高速度ビデオの画像からも観察できる。図11(a)の段差なし型ケーシングでは、翼端から上流にキャビティが発達し(図中両矢印)、かつそのキャビティが翼に沿って周方向に発達している。しかし、図11(b)の段差あり型ケーシングでは、翼端漏れ渦のキャビティが翼から離れた位置(図中両矢印)に発達しているものと、数個の短い逆流渦キャビテーションのみである。

以上のPIVの解析結果及び高速度ビデオの観察結果から段差あり型ケーシングでは、インデューサ入口部の翼端隙間が広いために翼負・正圧面の差圧が狭まり翼端部での翼負荷が減少する。これにより翼負圧面の圧力降下が小さくなることで翼端部でのキャビティの発生そのものが抑制されていると考えられる。また翼端隙間が広いため、翼端部の逆流領域の厚みが大きくなる。このため主流側の流速が増加する速度三角形を考慮した場合には、インデューサ入口の流入角、すなわち迎角が減少すると思われる。対してインデューサ入口翼端隙間が狭い段差なし型ケーシングでは、逆流領域が狭く主流側の流速が遅くなることが予測される。このため迎角が増大して翼負圧面の圧力降下は大きくなり、キャビティの生成・崩壊が繰り返されることで迎角の変化が生じているものと考えられる。故に、段差あり型ケーシングでは、キャビティの発生が抑制された流れ場になり、迎角の変化も抑制されているものと考えられる。



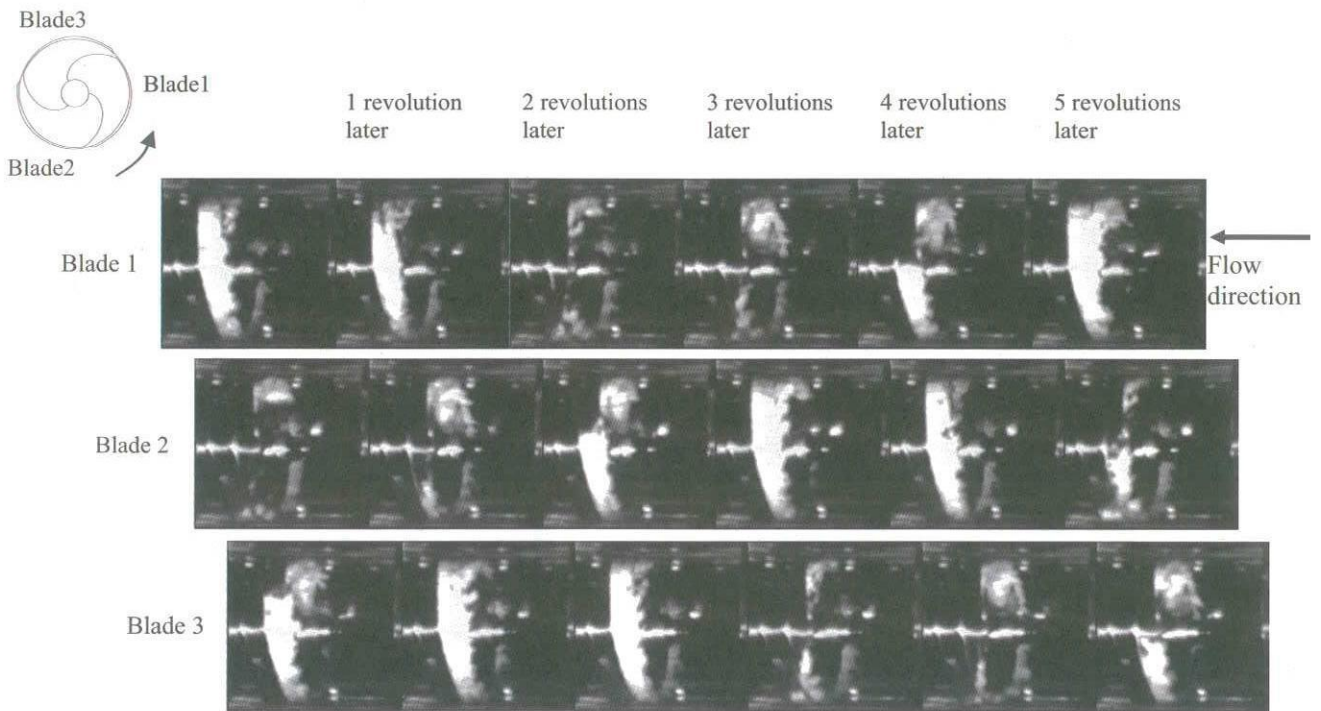


図8 インデューサ翼3枚に発生するキャビテーションの変化（6回転分），  
 $\sigma \approx 0.054$ ,  $Q/Q_d=1.10$ , 段差なし型ケーシング

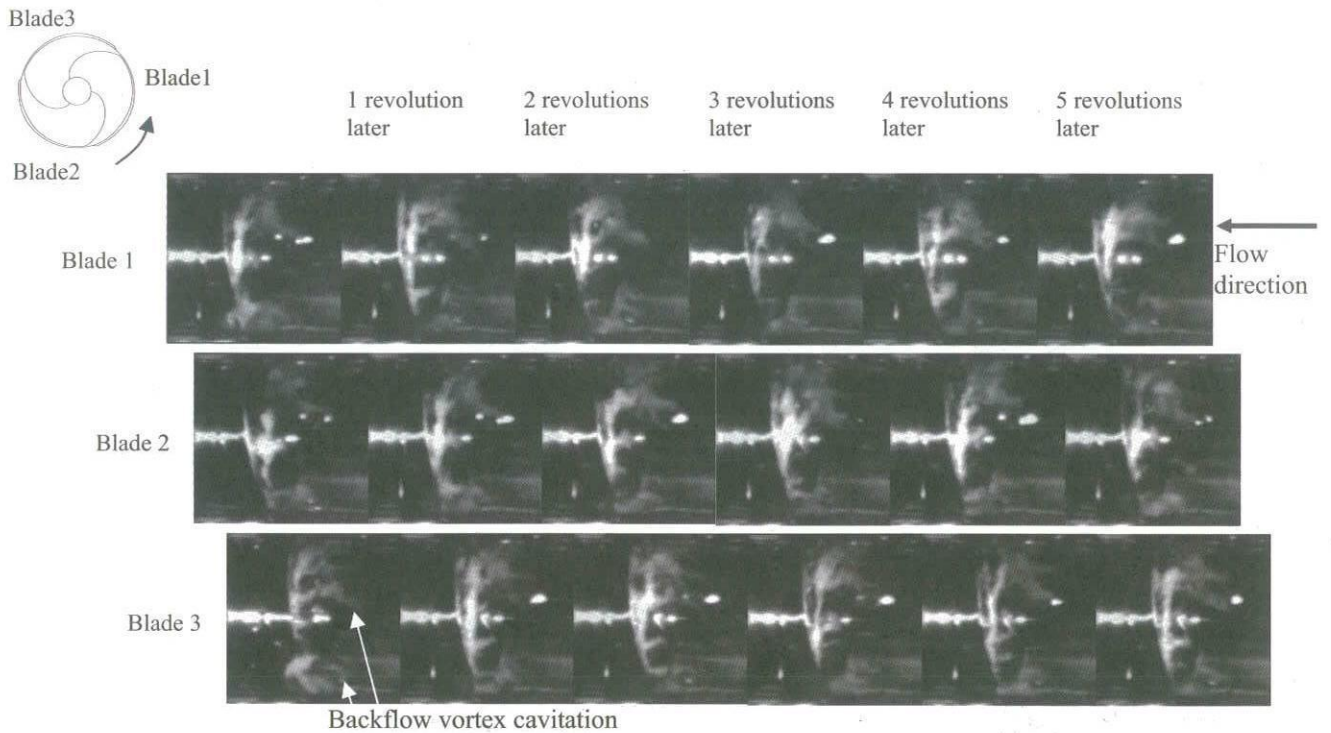


図9 インデューサ翼3枚に発生するキャビテーションの変化（6回転分），  
 $\sigma \approx 0.057$ ,  $Q/Q_d=1.10$ , 段差あり型ケーシング  
 （白矢印，逆流渦キャビテーションを示す）

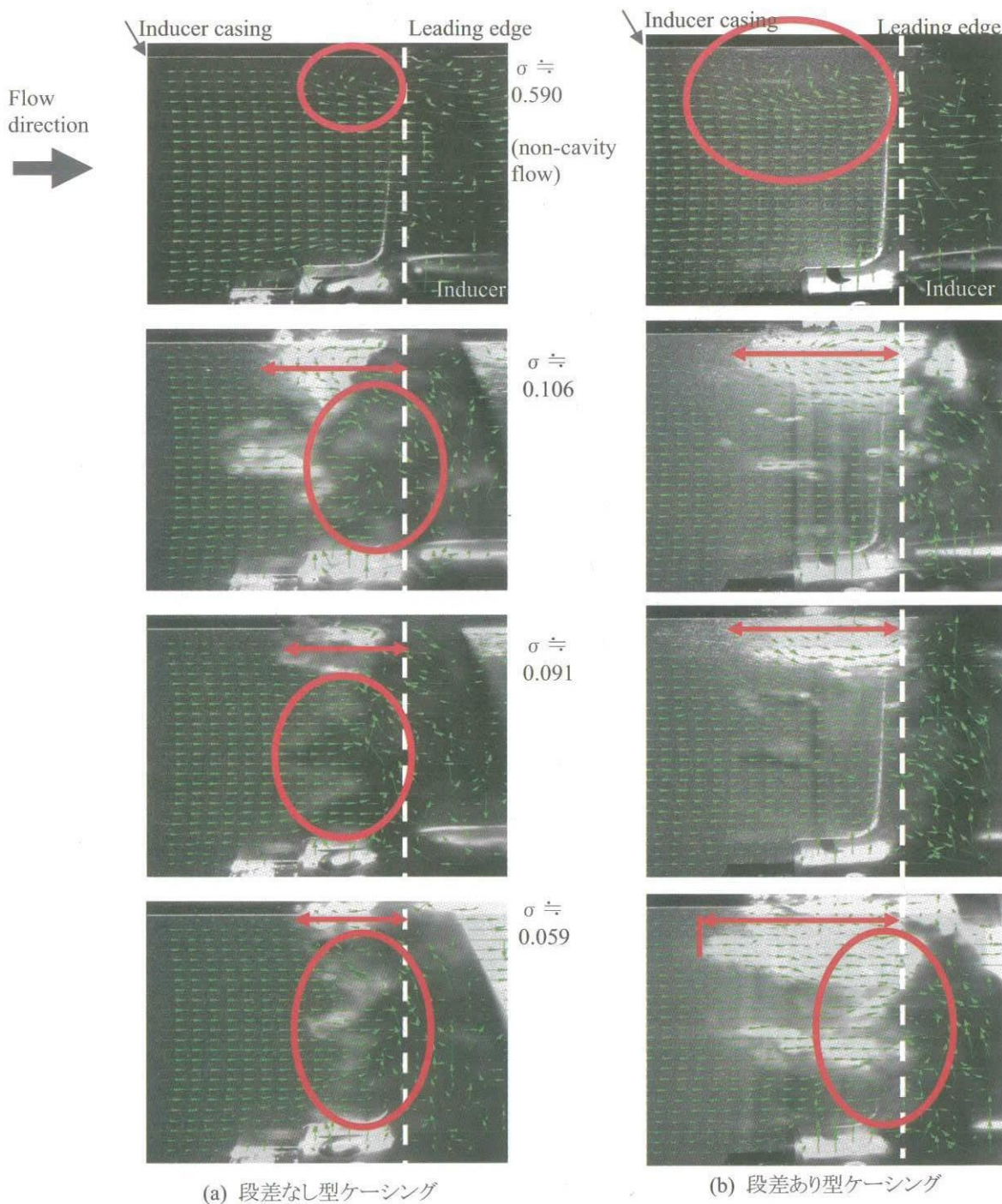


図10 各キャビテーション数に対するPIV比較  $Q/Qd=1.10$

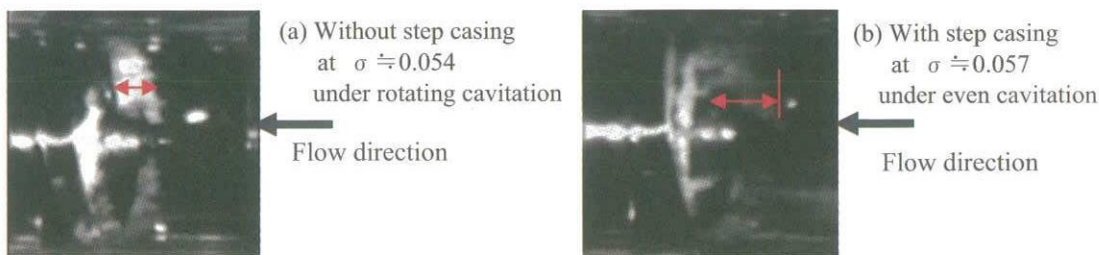


図11 高速度ビデオ比較  $Q/Qd=1.10$



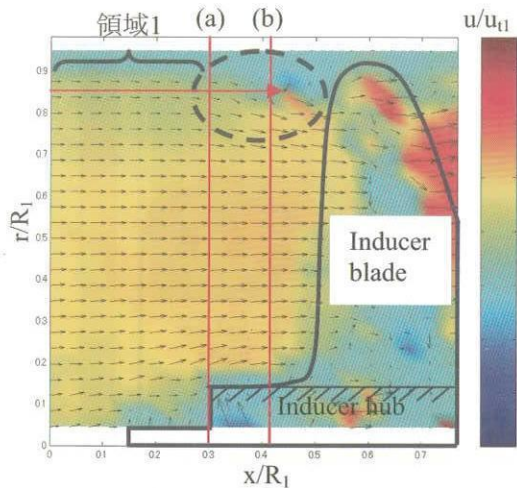


図 12 無次元軸方向平均速度等値線図 x-r 面, 段差なし型ケーシング

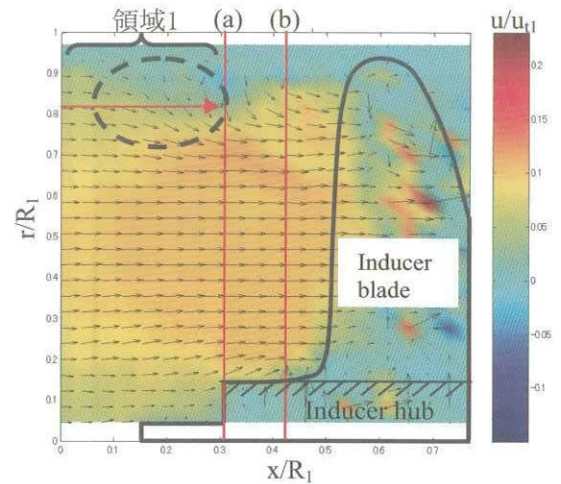


図 13 無次元軸方向平均速度等値線図 x-r 面, 段差あり型ケーシング

### 3.3.2 可視化領域の速度分布と渦度分布解析結果

3.3.1 項の可視化観察結果を定量的に示すために、 $\sigma \approx 0.59$  における PIV 可視化計測から求めた x-r 断面の速度分布及び渦度分布の解析を行った。

図 12, 図 13 に段差なし型と段差あり型ケーシングでの無次元軸方向平均速度等値線図に速度ベクトルを重ねた図を示す。各図の無次元軸方向平均速度は、 $u$  をインデューサ翼端周速度  $u_{t1}$  で除した値  $u/u_{t1}$  で示す。縦軸  $r/R_1$  は、無次元半径、横軸  $x/R_1$  は、無次元軸方向距離を示す。なお、翼前縁は、 $x/R_1=0.55$  である。

段差なし型ケーシングの場合を示す図 12 の領域 1 では、流れは主流方向を示す。それに対して、図 13 の段差あり型ケーシングでは、領域 1 の丸点線内で負の速度成分を示す部分が現れている。速度ベクトルからは、 $x/R_1=0.15$  付近でケーシング内壁面から流れは剥離して外筒軸芯方向へ巻き上げられる様相が見てとれる。同様に、段差なし型のケーシングでは翼端漏れ流れが巻き上げられる位置は、図中丸点線内の  $x/R_1=0.33$  近傍であり、段差あり型の逆流発生範囲は、段差なし型ケーシングに比較して、翼端から上流側に  $R_1$  の約 18% 増で発達している。

また、半径方向の逆流発生範囲を比較する。段差あり型ケーシングでは、 $u/u_{t1}$  が負で逆流を示しているのは、図 13 中矢印の  $r/R_1=0.82$  までであり、段差なし型ケーシングでは、図 12 中矢印の  $r/R_1=0.85$  である。これより段差あり型ケーシングでは、逆流発達の厚みが  $R_1$  の約 3% 増し、主流流路が狭められていることが分かる。

インデューサ入口近傍の  $u/u_{t1}$  の変化を観察するために、図 12, 図 13 中の実線 (a), (b) の位置での  $u/u_{t1}$  を図 14(a), (b) に示す。図 14(a) は  $x/R_1=0.3$  で、(b) は  $x/R_1=0.41$  の軸方向位置での結果である。

図 14(a) で段差あり型ケーシングでは、 $r/R_1=0.85 \sim 0.91$  の範囲で負の  $u/u_{t1}$  を示すが、段差なし型ケーシングでは、負の  $u/u_{t1}$  の範囲は見られない。また、 $r/R_1=0.2 \sim 0.8$  の主流を含む領域 1 で段差あり型の

$u/u_{t1}$  は、段差なし型ケーシングの  $u/u_{t1}$  を上回っている。インデューサ入口近傍に位置する図 14(b) では、段差あり型ケーシングの主流領域の  $u/u_{t1}$  は、約 5% 段差なし型を上回っている。

次にインデューサ翼端漏れ流れの発達に伴う逆流範囲及び流れ場を明確にするために、図 15, 図 16 に段差なし型、段差あり型ケーシングの無次元渦度分布を示す。各図は、 $\zeta$  を  $u_{t1}/R_1$  で除した無次元渦度  $\zeta^*$  で示している。

図 15 の点線で囲んだ範囲を示す段差なし型ケーシングの正の渦度(反時計回り)が表される範囲は、図 16 の点線で囲んだ範囲で示す段差あり型ケーシングの範囲に比較して狭く、渦の発生領域は、インデューサ翼端から上流へ  $x/R_1=0.33$  付近までである。これに対して、段差あり型ケーシングのインデューサ翼端漏れからの渦は、上流側に広範囲に発達しており、 $x/R_1=0.1$  付近にまで発達している。また渦の発生する半径範囲は、 $r/R_1=0.6$  まで達しており、翼端漏れによる渦の生成が促されている。この様に段差あり

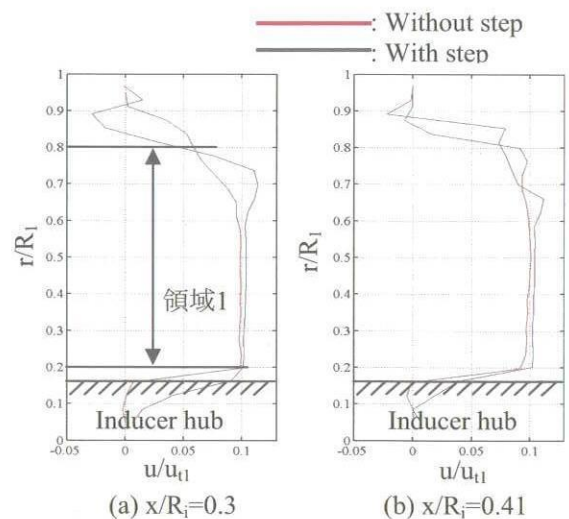


図 14 無次元軸方向平均速度分布



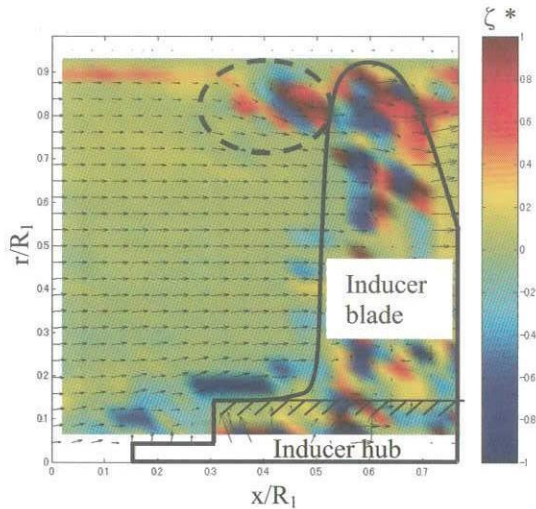


図 15 無次元渦度等値線図, x-r 面  
段差なし型ケーシング

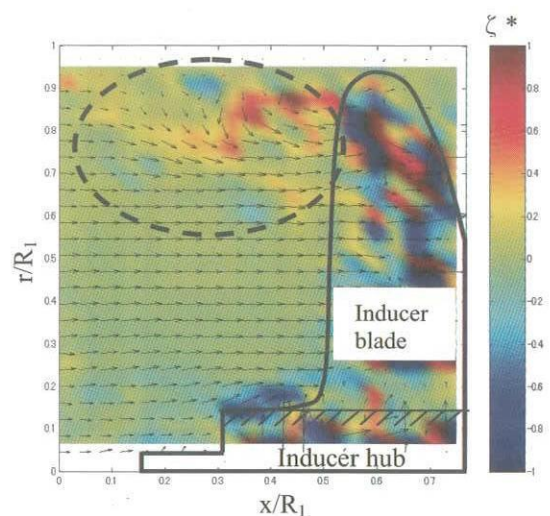


図 16 無次元渦度等値線図, x-r 面  
段差あり型ケーシング

ケーシングでは、逆流発生が広範囲であることを示している。従って、段差あり型ケーシングでは、インデューサ上流に広範囲で正の渦度が発達しており、この渦による誘起速度が図 14 (b) に示したインデューサミッドスパンの主流速度を高めている一因となっていることが考えられる。

このような流れ場では、翼端からの漏れによってインデューサ入口付近の流量変動も緩和され流量変動に対するキャビティ体積の変動は、段差なし型ケーシングに比べて小さくなることが予想される。この推論は、段差あり型ケーシングで Shimura が測定したマスフローゲインファクタ(流量変動に対するキャビティ体積の変動率)の減少<sup>[9]</sup>と矛盾しないものである。段差あり型ケーシングの場合の流れ場の変化がマスフローゲインファクタを小さくする効果を持ち、図 6, 図 7 に比較した回転非同期旋回キャビテーションの抑制に貢献しているものと考えられる。

なお、本実験結果を含め高流量の場合に旋回キャビテーションが発生し易い<sup>[7]</sup>という実験事実があるが、Brennen らの計算結果から示されるように、流量係数の違いに対するキャビテーションコンプライアンス(入口圧力変動に対するキャビティ体積の変動率)とマスフローゲインファクタの変化率の違いが関係していると思われる<sup>[10]</sup>。旋回キャビテーションの解析結果によると、発生条件はマスフローゲインファクタとキャビテーションコンプライアンスの大小関係で決まってくる<sup>[11]</sup>。流量係数の変化に対するキャビテーションコンプライアンスとマスフローゲインファクタの変化率は、比較的  $\sigma$  の低い領域ではキャビテーションコンプライアンスの場合の方が大きく、流量係数が大きくなるとキャビテーションコンプライアンスは急激に小さくなる。このため、マスフローゲインファクタとキャビテーションコンプライアンスの大小関係が逆転することが考えられる。

#### 4. 結 論

段差なし型ケーシングと段差あり型ケーシングの比較可

視化実験から段差あり型ケーシングで回転非同期旋回キャビテーションが抑制される原因を次のように推論した。

段差あり型ケーシングでは、

- 翼端隙間が大きいので、翼端部の翼負荷が小さくなり翼端付近でのキャビティの発生量が少ない。
- 一方翼端付近の逆流域は、上流に長く発達するため、主流部分では増速し迎角が小さくなる。また、流量変動に対する迎角の変化が緩和される。

両者の影響で、流量変動に対するキャビティ体積の変動率(マスフローゲインファクタ)が小さくなるため、回転非同期旋回キャビテーションが抑制されるものと考えられる。

#### 謝 辞

実験から本稿をまとめるにあたり、貴重な助言を下さいました、宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部ロケットエンジン技術センター、吉田義樹セクションリーダー、並びに試験運転技術支援をして下さいました(株)コスモテック、塚原耕一氏に感謝の意を表します。

#### 5. 参 考 文 献

- [1] 上條謙二郎, 吉田誠: 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 B 編, 57(1991), pp.33-38.
- [2] 橋本知之, 渡邊光男, 渡辺義明, 谷口浩文, : LE-7 液水ターボポンプにおける回転非同期振動の抑制, 機講論, No.940-53(1994), 33-34.
- [3] 上條謙二郎, 志村隆, 渡邊光男, 藤田敏彦: ロケット用インデューサの不安定現象の観察, 航研報告 TR-598, 1980.
- [4] 渡邊光男, 吉田誠, 山田仁, 上條謙二郎: インデューサのキャビテーションとロケットポンプの軸振動, ターボ機械, 27(1999), pp.45-53.
- [5] 橋本知之, 渡邊光男, 上條謙二郎, 辻本良信: 逆まわり旋回キャビテーションの観察, 日本機械学会論文集 B 編, 63(1997), pp.147-152.
- [6] 渡邊光男, 長谷川敏, 橋本知之, 山田仁: ロケットポンプ

- 用インデューサの不安定現象の観察, 可視化情報学会誌, 19 (1999), pp.37-43.
- [7] Hashimoto, T., Komatsu, T., Kamijo, K., Hasegawa, S., Watanabe, M. and Yamada, H. : Observation of Backflow and Prewhirl at Rocket Propellant Pump Inducer, AIAA Paper 2000-3145, 2000.
- [8] 松平晏明, 加藤一彦, 高阿田勉, 小原弘道: 粒子及び気泡画像処理によるキャビテーション流れの可視化, 日本機械学会論文集 B 編, 69(2003), pp.2017-2023.
- [9] Shimura, T.: Geometry Effects in the Dynamic Response of Cavitating LE-7 Liquid Oxygen Pump, J. Propul. Power, 11(1995), pp.330-336.
- [10] Brennen, C., ACOSTA, A.J. : The Dynamic Transfer Function for a Cavitating Inducer, J. Fluid Eng., 98(1976), pp.182-191.
- [11] Brennen, C., 補遺 辻本良信: ポンプの流体力学, 大阪大学出版会, 大阪, 1998, pp317-318.





宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-046

---

発行 平成 18年 3月 24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 弘久写真工業（株）

---

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・電子媒体等加工することを禁じます。



