

研究種目：基盤研究（B）

研究期間：2006～2008

課題番号：18360090

研究課題名（和文） 不安定現象を防止する三次元インデューサインペラに関する研究

研究課題名（英文） Inducer Design to Avoid Cavitation Instabilities

研究代表者

辻本 良信（TSUJIMOTO YOSHINOBU）

大阪大学・基礎工学研究科・教授

研究者番号：50112024

研究成果の概要：

翼端キャビティと隣接翼の干渉を防止することにより、ロケット用ターボポンプインデューサに生じるキャビテーション不安定現象を抑制できることを実証した。また、数値計算により、翼端キャビティ後縁付近の局所流れ場と隣接翼前縁が干渉することによってキャビテーション不安定現象が発生することを明らかにし、翼端キャビティと隣接翼の干渉の抑制による設計法の有効性に理論的背景を与えた。

交付額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2006年度	2,900,000	870,000	3,770,000
2007年度	4,600,000	1,380,000	5,980,000
2008年度	6,700,000	2,010,000	8,710,000
年度			
年度			
総計	14,200,000	4,260,000	18,460,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：インデューサ、キャビテーション、設計、翼端渦

1. 研究開始当初の背景

H-II 8号機のインデューサ破損による打ち上げ失敗により、キャビテーション不安定現象の防止がロケットエンジンの信頼性確保の上で必須であることが明白となっている。不安定キャビテーションの防止に対しては経験的手法で設計されたヘリカルインデューサに対してケーシング形状を変更し、実験的に不安定現象の発生しにくいケーシング形状を採用する方法が取られている。このような方法を用いて不安定現象を防止すべく多大な努力が払われて来たが、特定のモードの不安定が防止できても他の

モードの不安定が発生するなど完全な防止は実現しておらず、ケーシング形状変更による防止法をヘリカルインデューサに適用する方法の限界が明らかになっている。

2. 研究の目的

翼端キャビテーションと隣接翼前縁の干渉が不安定現象発生トリガーとなるという申請者らによって新しく得られた知見に基づき、三次元数値流体解析を駆使して、キャビテーション不安定現象を抑制できるインデューサインペラ形状を設計する方法を

提示し、これを実験的に検証するとともに、現実の三次元流れにおける不安定現象の発生機構を明らかにする。

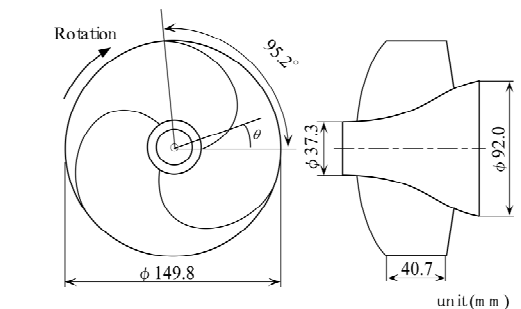
3. 研究の方法

- (1)レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式 (RANS) に基づく非キャビテーション流れの数値計算
- (2)数値計算結果に基づいて設計したインデューサの試作とそれらに対する検証実験
- (3)キャビテーション流れの数値計算によるキャビテーション不安定現象の発生機構の解明

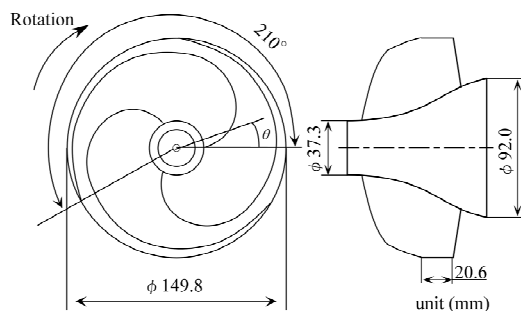
4. 研究成果

- (1)キャビテーション不安定現象を防止するインデューサの設計

非キャビテーション流れの数値計算を実施し、翼端渦と隣接翼前縁が干渉しない羽根車を設計した。従来型の3枚羽根インデューサ (Original inducer) の形状とともに、新たに設計した3種のインデューサの形状を図1に示す。図1(a)に示すように、Original inducer、Bladeoutlet_3.5_plus inducer、Bladeoutlet_1.5_minus inducer の前縁後退角は95.2度である。図1(b)に示すように、LE_2+_150 inducer の前縁後退角は、翼端渦の発生位置を下流に移動させるために、210度と大きくなっている。翼端隙間は0.5mmである。



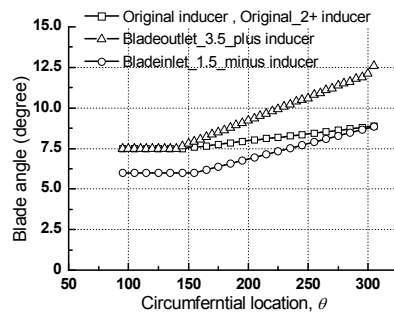
(a) Original inducer
Bladeoutlet_3.5_plus inducer,
Bladeinlet_1.5_minus inducer



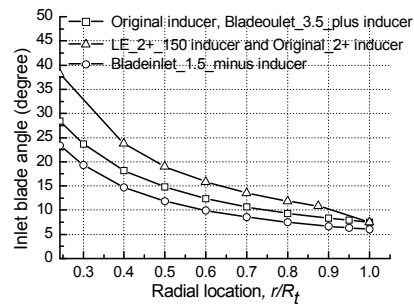
(b) LE_2+_150 inducer

図1 インデューサの翼前縁形状

これらのインデューサの羽根角を図2に示す。図2(b)に示すように、LE_2+_150 inducer の翼前縁の羽根角は、内径側の圧力面における低圧領域の発生を防ぐために、Original inducer のものよりも、 $r/R_t=0.875$ で 2° 大きくなっている。Bladeoutlet_3.5_plus inducer と Bladeinlet_1.5_minus inducer は、入射角が小さくなるように設計されている。Bladeoutlet_3.5_plus inducer は、Original inducer でキャビテーション不安定現象が発生しない流量である $\phi/\phi_d=1.3$ を設計流量とし、 $\phi/\phi_d=1.0$ の場合の Original inducer の吐出圧力が発生するよう、出口の羽根角を3.5度大きくしている。ここで、 $\phi = v_1/U_T$ (v_1 は羽根車入口部の平均軸流速度、 U_T は羽根車周速度) は流量係数であり、 ϕ_d は Original inducer の設計流量係数で0.078である。他方、Bladeoutlet_1.5_minus inducer は、 $\phi/\phi_d=1.0$ にて、入射角が $\phi/\phi_d=1.3$ の場合の Original inducer のものと同一となるよう、入口羽根角を1.5度小さくしている。



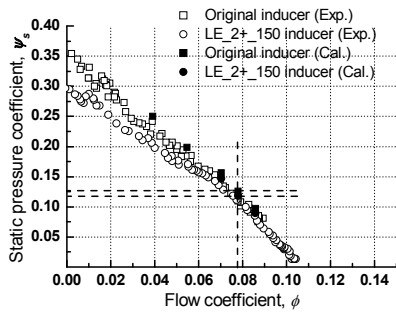
(a) Blade angle at tip



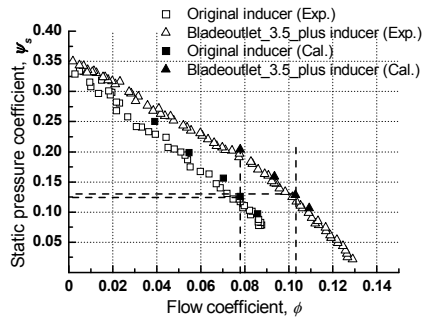
(b) Inlet blade angle

図2 翼弦方向と半径方向の羽根角分布

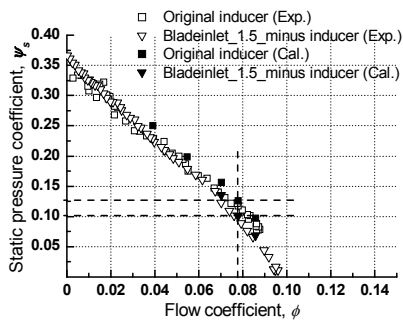
これらのインデューサの性能曲線を図3に示す。縦軸は圧力係数 ψ_s であり、 $(p_2-p_1)/(\rho U_t^2)$ で定義される。 p_1 は入口圧力、 p_2 は出口圧力、 ρ は作動流体である水の密度である。いずれのインデューサにおいても、それぞれの設計点において、 $\phi/\phi_d=1.0$ の場合の Original inducer の吐出圧力と同程度の吐出圧力が発生している。また、計算結果は実験結果とよく似たものになっている。



(a) Original and LE_2+_150 inducers



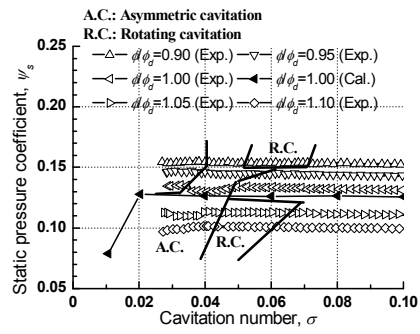
(b) Original and Bladeoutlet_3.5_plus inducers



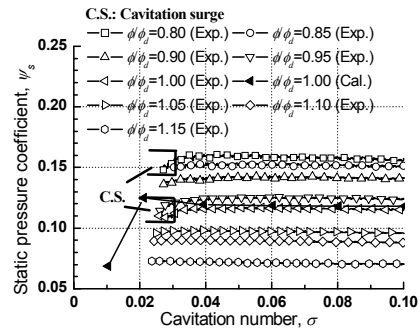
(c) Original and Bladeinlet_1.5_minus inducers

図3 性能曲線 (1500rpm)

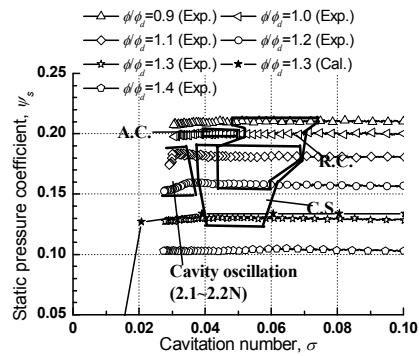
入口圧力変動のスペクトル解析の結果から判断した、キャビテーション不安定現象の発生範囲を記した吸込性能曲線を図4に示す。キャビテーション数 σ は、 $(p_1 - p_v) / (\rho U_i^2 / 2)$ と定義される。ここで、 p_v は飽和蒸気圧である。図4(b)より、LE_2+_150 inducerではキャビテーション不安定現象の発生範囲が大幅に減少していることがわかる。図4(c)に示すように、Bladeoutlet_3.5_plus inducerでは、その設計流量 $\phi/\phi_d=1.3$ よりも大流量側でキャビテーション不安定現象が抑制されている。図4(c)より、Bladeoutlet_1.5_minus inducerでもキャビテーション不安定現象の発生範囲が大幅に減少していることがわかる。 $\phi/\phi_d > 1.0$ では不安定現象が完全に抑制されている。



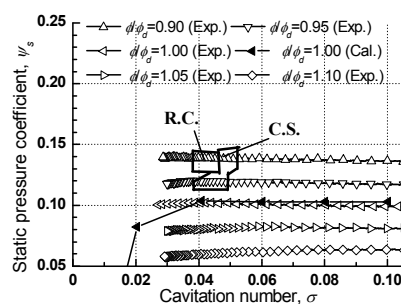
(a) Original inducer



(b) LE_2+_150 inducer



(c) Bladeoutlet_3.5_plus inducer



(d) Bladeinlet_1.5_minus inducer

図4 キャビテーション不安定現象発生範囲を示した吸込性能曲線 (3000rpm)

実験と計算で得られたキャビティの形状を図5~8に示す。計算結果はボイド率が0.01の等値面を示している。図5はOriginal

inducer の場合の結果である。 σ の減少に伴って、翼端キャビティが隣接翼前縁に向かって伸びている。翼端キャビティは計算によりよく捉えられている。

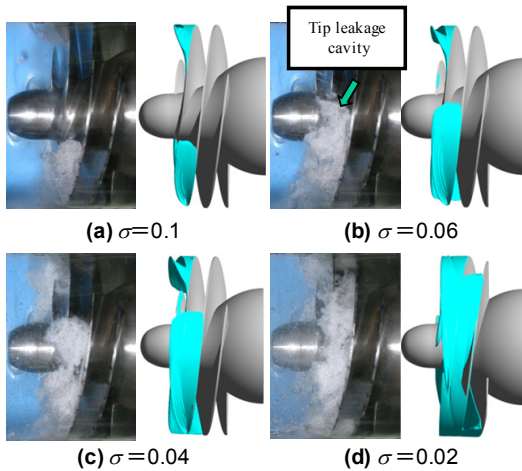


図5 Original inducer のキャビティ形状 ($\phi/\phi_d=1.0$, 3000rpm)

図6はLE_2+_150 inducerの結果である。逆流渦キャビティや細い翼端渦キャビティが明確に観察できる。この翼端渦キャビティは逆流渦キャビティにより乱され、定常的に存在し得ないものであった。 σ の減少に伴って、翼端渦キャビティは羽根に沿って翼間に向かって伸びている。翼端渦キャビティが細く(弱く)、また逆流渦キャビティにより、翼端渦キャビティと隣接翼前縁との定常的な干渉が防止されることで、キャビテーション不安定現象が抑制されたと考えられる。計算は、定常計算であり、かつ周期境界条件が適用されているため、非定常な現象である逆流渦キャビティを捉えることはできていない。

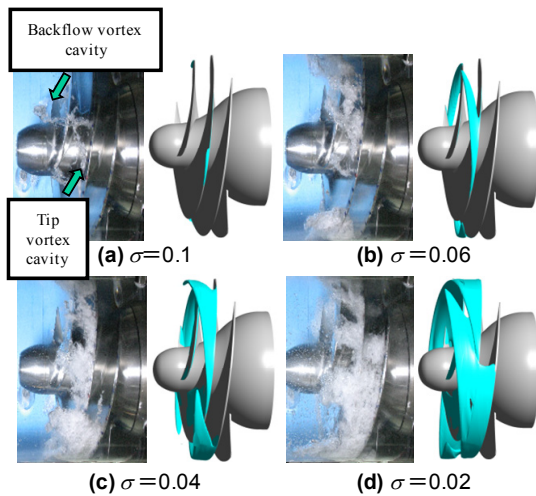


図6 LE_2+_150 inducer のキャビティ形状 ($\phi/\phi_d=1.0$, 3000rpm)

図7はBladeoutlet_3.5_plus inducerの結果である。キャビティの体積はかなり少ない。 σ の減少に伴って、翼端渦キャビティは羽根に沿って翼間に向かって伸びており、キャビティと隣接翼との干渉はない。このために不安定現象が抑制されたといえる。

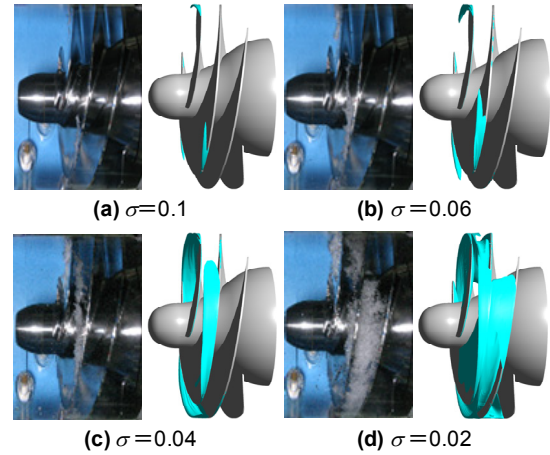


図7 Bladeoutlet_3.5_plus inducer のキャビティ形状 ($\phi/\phi_d=1.3$, 3000rpm)

図8はBladeinlet_1.5_minus inducerの結果である。キャビティはスロートよりも下流で初生している。 σ の減少に伴って、翼端キャビティは上・下流の双方に向かって伸びている。この際、翼端キャビティと隣接翼の干渉がないために不安定現象が抑制されたと考えられる。

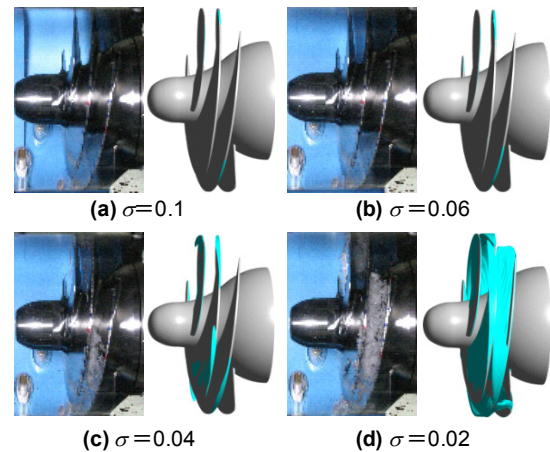


図8 Bladeinlet_1.5_minus inducer のキャビティ形状 ($\phi/\phi_d=1.0$, 3000rpm)

以上の結果から、翼端キャビティと隣接翼前縁の干渉を防止するインデューサの設計法が有効であることが示された。また、キャビテーション不安定現象が防止される場合には、翼端キャビティは次のような特徴をもつことが明らかになった。

- ・翼端キャビティが、弱い翼端渦キャビティとして存在する。
- ・翼端キャビティが逆流渦キャビティによって乱される
- ・翼端キャビティが負圧面に沿って伸びる
- ・翼端キャビティがスロート部に初生し、それが上下流に伸びる。

本研究成果は、インデューサ設計の新たな指針となり得るものであり、世界各国のロケット用ターボポンプインデューサの開発に役立てられるものと期待している。

(2)キャビテーション不安定現象の発生機構の解明

3枚羽根の Original inducer とほぼ同じ羽根形状をもつ4枚羽根インデューサに対して三次元キャビテーション流れの数値計算を実施し、設計流量時 ($\phi=0.078$) に実験で観察されていた交互翼キャビテーションをシミュレートすることができた。図 9 に $r/R_t=0.98$ における相対速度ベクトルを示す。 $\sigma=0.04$ で交互翼キャビテーションが発生していることがわかる。

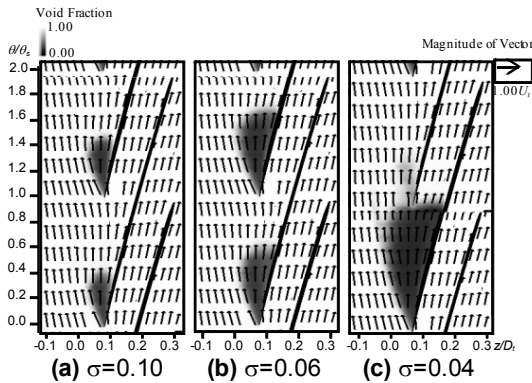


図 9 4枚羽根インデューサの速度ベクトル ($r/R_t=0.98$, $\phi/\phi_d=1.0$, 3000rpm)

キャビティの影響を明らかにするために、キャビティが発生した流れ場の速度ベクトルからキャビティが発生していない流れ場の速度ベクトルを差し引いて得られたキャビティによる擾乱速度ベクトルを図 10 に示す。キャビティ後縁付近には後縁に向かう流れが見られる。交互翼キャビテーションが発生する直前の $\sigma=0.06$ では、後縁に向かう流れの速度ベクトルは軸方向下流に傾いている。2次元流れの場合と同様に、このような擾乱によって隣接翼に対する入射角が減少するために交互翼キャビテーションが発生することが明らかになった。

また、Original inducer に対する非定常計算において、旋回キャビテーションのシミュレートにも成功した。図 11 に、 $\sigma=0.04$ で旋回キャビテーションが発生している様子をボ

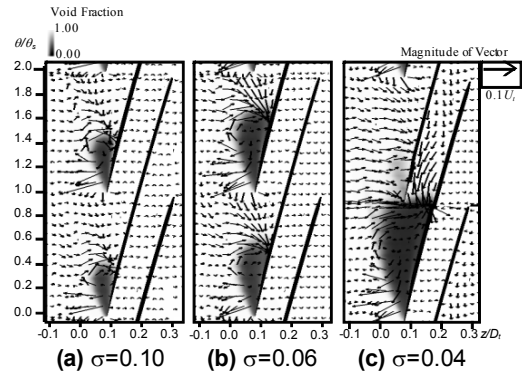


図 10 擾乱速度ベクトル ($r/R_t=0.98$, $\phi/\phi_d=1.0$, 3000rpm)

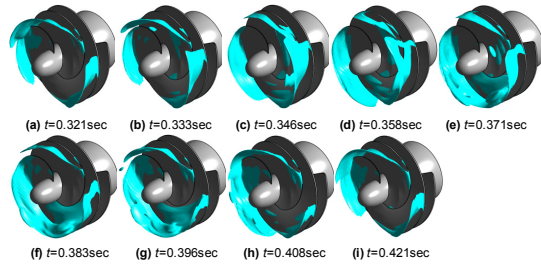


図 11 旋回キャビテーション時のキャビティの様子 ($\phi/\phi_d=1.0$, $\sigma=0.04$, $\alpha=0.01$, 3000rpm)

イド率 α が 0.01 の面で示す。伝播速度比は 1.2 であり一般的なものである。しかし、実験では、 $\sigma=0.04$ で非対称キャビテーションが観察されており、計算における旋回キャビテーションの発生条件が実験と一致していない。

旋回キャビテーション発生時の、 $r/R_t=0.98$ における擾乱速度ベクトルを図 12 に示す。キャビティの変動による擾乱も含まれているため、交互翼キャビテーションに関する図 10 に比べると不明確であるが、キャビティ後縁を回り込む流れが見られる。これが隣接翼の前縁と干渉するために隣接翼のキャビティが短くなっていることがわかる。

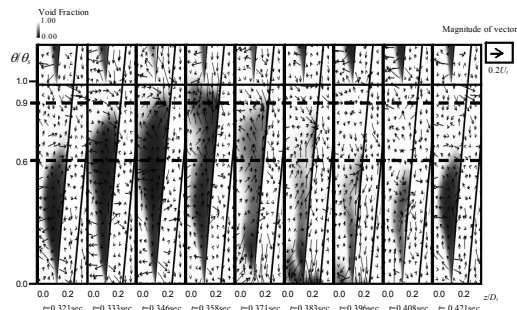


図 12 旋回キャビテーション時の擾乱速度ベクトル ($r/R_t=0.98$, $\sigma=0.04$, $\phi/\phi_d=1.0$, 3000rpm)

三次元の翼端キャビティの後縁付近にも、二次元流れの場合と同様に、隣接翼に対する入射角を減少させるような流れ場が存在し、これが隣接翼前縁と干渉することによって、交互翼キャビテーション、旋回キャビテーションなどの不安定現象が発生することを示すことができた。これは今回の研究で経験的知見に基づき提案、実証した設計指針に対して理論的背景を与えるものであり、本研究で有効性が実証された設計法は、今後のインデューサ設計に対して確固とした指針となる。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計2件)

①姜東赫、米澤宏一、上田達也、山西伸宏、加藤千幸、辻本良信、流量変動に対するインデューサの応答のLES解析、ターボ機械、37巻、94-103頁、2009、査読有り

②Watanabe, T., Kang, D., Cervone, A., Kawata, Y., Tsujimoto, Y., Choked Surge in a Cavitating Turbopump Inducer, International Journal of Fluid Machinery and Systems, Vol.1, pp.64-75, 2008, 査読有り

[学会発表] (計6件)

①姜東赫、米澤宏一、堀口祐憲、川田裕、辻本良信、キャビテーション不安定現象の原因に関する3次元CFDによる考察、キャビテーションに関するシンポジウム(第14回)、2009年3月19日、東北大学

②姜東赫、渡邊俊文、米澤宏一、堀口祐憲、辻本良信、川田裕、インデューサに生じるキャビテーション不安定現象の3次元流れからの考察、日本混相流学会年会講演会、2008年8月8日、会津大学

③渡邊俊文、姜東赫、Angelo Cervone、辻本良信、川田裕、キャビテーション発生下のインデューサに生じる Choked Surge、ターボ機械協会第59回総会講演会、2008年5月16日、東京大学生産技術研究所

④米澤宏一、上田達也、姜東赫、辻本良信、山西伸宏、加藤千幸、インデューサに生じる逆流に関するLES、ターボ機械協会第59回総会講演会、2008年5月16日、東京大学生産技術研究所

⑤Cervone, A., Tsujimoto, Y., and Kawata, Y., An Analytical Model for the Characterization of the Dynamic Transfer Matrix of Cavitating Inducers, The 12th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC-12), February 18, 2008,

Honolulu, Hawaii, USA.

⑥ Kang, D., Cervone, A., Yonezawa, K., Horiguchi, H., Kawata, Y., and Tsujimoto, Y., Effect of Blade Geometry on Tip Leakage Vortex of inducer, the 9th Asian International Conference on Fluid Machinery (AICFM-9), October 17, 2007, Jeju, Korea

6. 研究組織

(1) 研究代表者

辻本 良信 (TSUJIMOTO YOSHINOBU)
大阪大学・基礎工学研究科・教授
研究者番号：50112024

(2) 研究分担者

川田 裕 (KAWATA YUTAKA)
大阪工業大学・工学部・教授
研究者番号：70440930

堀口 祐憲 (HORIGUCHI HIRONORI)
大阪大学・基礎工学研究科・准教授
研究者番号：60314837

米澤 宏一 (YONEZAWA KOUICHI)
大阪大学・基礎工学研究科・助教
研究者番号：00362640

(3) 連携研究者

無し