

[論文]

## 圧縮性URANS解析による液体ロケットオープンインペラの 流動特性評価

根岸秀世\*<sup>1</sup> 大野真司\*<sup>2</sup> 小川洋平\*<sup>3</sup> 青木賢司\*<sup>3</sup>  
小林悌宇\*<sup>3</sup> 沖田耕一\*<sup>3</sup> 水野 勉\*<sup>4</sup>

### Investigation on Flow Field Characteristics of a Liquid Rocket Open Impeller Based on Compressible URANS Simulation

Hideyo NEGISHI, Shinji OHNO, Yohei OGAWA, Kenji AOKI, Teiu KOBAYASHI, Koichi OKITA,  
and Tsutomu MIZUNO

The open impeller applicable to liquid rocket pumps is a new technology compared to the conventional closed impeller widely used in existing liquid rocket engines. This paper describes the application of three-dimensional and unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations to investigate the detailed flow field in a liquid rocket hydrogen pump with an open impeller. In order to investigate the influence of the compressibility of hydrogen, both compressible and incompressible URANS simulations were performed for comparison with the LE-X hydrogen pump test. First, the computed results were validated relative to the experimental results obtained in the pump test. Second, the detailed flow field was investigated by comparing the compressible and incompressible URANS results. The computed results agreed well with the experimental results, and revealed several key features in the open impeller.

**Keywords :** Pump, Computational Fluid Dynamics, Flow Phenomenon, Secondary Flow

#### 1. はじめに

現在、我が国は“人工衛星等の打ち上げ能力確保”と“国際競争力確保”を目的として、現行基幹ロケット(H-IIA/H-IIB)に代わる新型基幹ロケットH3の開発を進めている<sup>(1)</sup>。最重要開発要素である1段の液体ロケットエンジンには、我が国独自の技術であり現行基幹ロケットの2段に適用しているエキスパンダーブリード

方式のエンジンを100 tクラスに大推力化したLE-9エンジンを採用する予定であり、2020年初号機打ち上げを目指し設計開発を進めている。

LE-9エンジンでは、エキスパンダーブリード方式の採用によりポンプの要求吐出圧力が低減されることから、水素および酸素ポンプは共にインデューサと単段インペラで揚程を確保する設計を採用している。インペラは、低コスト化と構造強度の余裕確保等の観点でオープンインペラを新たに採用しており<sup>(2)</sup>、揚程や軸推力、ローターダイナミクスの特長把握が重要設計課題となっている。

従来の液体ロケットエンジンポンプでは、基本的にシュラウド付き(クローズド)インペラが

\* 1 (国研)宇宙航空研究開発機構 研究開発部門  
第三研究ユニット  
E-mail : negishi.hideyo@jaxa.jp

\* 2 (株)菱友システムズ

\* 3 (国研)宇宙航空研究開発機構

\* 4 (株)IHI

原稿受付日 平成29年12月11日

使われており、オープンインペラは2000年代になって注目され始めた技術である。NASAとBoeingは将来の再使用エンジン用としてオープンインペラの技術実証研究を実験および数値解析で実施している<sup>(3)~(5)</sup>。Williamsら<sup>(3)</sup>は、従来のクローズドインペラに対して、オープンインペラではシュラウドが無い分軽量となることで、遠心力に伴い発生するインペラ構造体内の応力が緩和されるため高回転数化が可能となり、1段あたりの揚程が向上できることを指摘している。また、1段あたりの揚程が向上することで、インペラの段数が削減でき、結果としてターボポンプ重量自体を約50%削減できるとしている。一方で、Williamsら<sup>(4)</sup>は、オープンインペラでは翼端隙間がポンプ性能に大きく影響すること、またChenら<sup>(5)</sup>はローターダイナミック流体力についてはクローズドインペラと比べて異なる特性を持ち、特に付加剛性マトリクスの対角項が10倍以上大きく、オープンインペラは不安定化しやすいことを指摘している。その他の研究としては、吉村ら<sup>(6)</sup>は、オープンインペラの定常Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)解析を実施し、液体水素圧縮性が流れ場に与える影響や、クローズドインペラとオープンインペラの比較から断熱効率の違いについて評価している。またSuwaら<sup>(7)</sup>は、軸方向に強制振動させたオープンインペラ前面に発生する非定常流体力(軸推力)を非定常非圧縮性RANS解析により評価している。

以上述べたように、オープンインペラについては過去にいくつかの研究があるものの、ローターダイナミクスや軸推力特性の理解はまだ十分とは言えない。またそれらを議論する上ではインペラ内部の詳細流れ場の理解が不可欠であるが、まだ十分に理解されていない。また軸推力については、Simuraら<sup>(8)</sup>がクローズドインペラの軸推力に関する解析的研究により、液体水

素に関してはその圧縮性が軸推力に与える影響は無視できないことを指摘しており、液体水素の圧縮性がオープンインペラの流れ場や軸推力に与える影響についても理解が待たれるところである。

そこで本研究では、1段オープンインペラを有する液体ロケット水素ポンプを対象に、圧縮性を考慮したUnsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS)解析を実施した。比較のため非圧縮性のURANS解析も実施し、試験結果と比較検証するとともに、オープンインペラ内部のマクロな流れ場を評価した。

## 2. 記号

$C_f$	: 推力係数
$D$	: 直径 (m)
$F$	: 軸推力 (N)
$H_n$	: 無次元ヘリシティー
$P_t$	: 全圧 (Pa)
$Q$	: 体積流量 ( $\text{m}^3/\text{s}$ )
$T$	: 静温 (K)
$T_{rot}$	: インペラ回転周期 (s)
$U_{tip}$	: チップ周速 (m/s)
$c_\theta$	: 周方向流速 (m/s)
$p$	: 静圧 (Pa)
$r$	: 半径方向距離 (m)
$t$	: 時間 (s)
$\vec{w}$	: 相対速度ベクトル (m/s)
$\rho$	: 密度 ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )
$\vec{\xi}$	: 渦度ベクトル (1/s)
$\zeta_p$	: 全圧損失係数
$\omega$	: 回転角速度 (rad/s)

### [Subscript]

$d$	: 設計点
$in$	: インペラ入口
$tip$	: インペラチップ部
$out$	: インペラ出口

### 3. 解析手法

#### 3-1 支配方程式と数値計算法

本研究では、密度ベース流体解析ソルバーのCRUNCH CFD<sup>(9)(10)</sup>を使用した。支配方程式は前処理付き圧縮性および非圧縮性Reynolds-Averaged Navier-Stokes方程式とし、非構造格子法による有限体積法で非定常計算を実施した。回転部はSliding mesh法により運動座標系で計算し、遠心力とコリオリ力の非慣性力を運動量方程式のソース項で考慮した。液体水素物性は、NIST REFPROP<sup>(11)</sup>に基づく物性値テーブルにより計算した。乱流モデルはStandard k-εモデル<sup>(12)</sup>に標準壁関数を組み合わせ使用した。対流項は二次精度風上法で離散化し、時間積分は一次精度Implicit Gauss-Seidel法を使用した。

#### 3-2 計算格子と境界条件

本研究では、LE-9エンジンの技術実証エンジンとして検討されたLE-Xエンジンの液体水素ポンプ(FTP)<sup>(13)</sup>を計算対象とした。Fig. 1にポンプの概要図を、Fig. 2に計算領域をそれぞれ示す。計算領域はポンプ全系とし、入口配管(長さは入口配管直径 $D$ に対して $5D$ とした)、2段インデューサ、ガイドベーン、1段オープンインペラ、ベーン付きディフューザ、ポリユー

ト、出口配管をすべて考慮した。このポンプでは、軸推力調整のためインペラ背面にバランスピストン機構とバランスホール(インペラ前面と背面の接続配管)、インペラ背面ケーシング側にスワールブレイカを有しており、計算ではそれらの形状も詳細に模擬した。

計算格子はヘキサ、ピラミッド、プリズム、テトラから構成されるハイブリッド非構造格子とし、壁面近傍の境界層を壁関数で適切に評価するため、ヘキサもしくはプリズムによるレイヤー格子を計算領域全域で使用し、Wall Y<sup>+</sup>は1,000程度とした。格子点数は、入口配管に53万点、インデューサ部に237万点、ガイドベーンに109万点、オープンインペラに2,436万点、ベーン付きディフューザに382万点、ポリユーと出口配管に94万点使用し、合計で3,311万点とした。それぞれの格子間は、極力格子解像度を合わせる形で不連続接続した。なお結果は示さないが、本研究の対象であるインペラ部については、2.2倍、4.8倍の格子点数でも計算を実施し、前述の格子解像度で格子収束性を有していることを確認している。

計算条件は、LE-XエンジンFTPの単体試験に基づき与え、回転数は28,300rpm、体積流量比

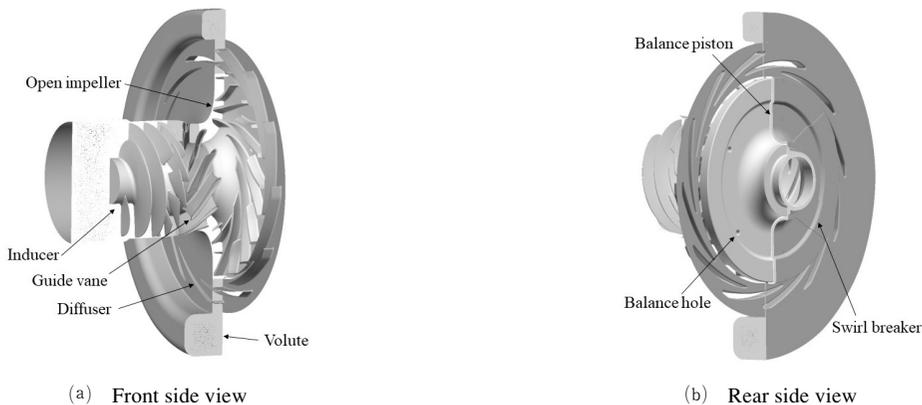


Fig. 1 Schematic of the LE-X liquid hydrogen pump

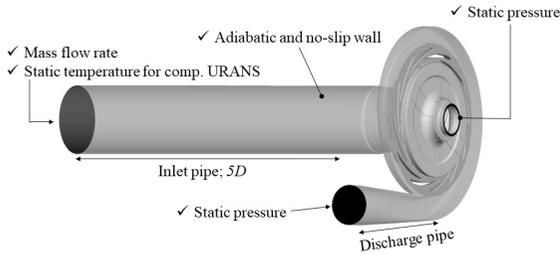


Fig. 2 Entire computational domain and boundary conditions

$Q/Q_d=0.98$ の条件とした。境界条件はFig. 2に示すように入境界で質量流量と静温を与え、出口配管およびインペラ背面の内部循環流路の出口境界では静圧を与えた。固体壁面は、計算領域全域で滑りなし断熱壁とした。なお、本計算条件でのインデューサ入口キャビテーション数は、ブレイクダウンキャビテーション数よりも十分大きく、インデューサにおけるキャビテーションはポンプ内部の圧力にほとんど影響しない条件であることに留意されたい。

## 4. 解析結果

### 4-1 試験結果との比較検証

Fig. 3にLE-X FTP単体試験結果で得られた各

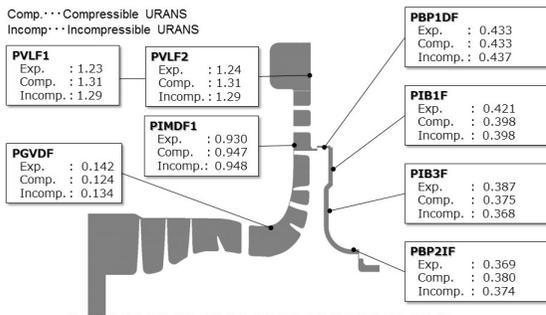


Fig. 3 Comparison of time-averaged and normalized static pressures at multiple measurement points inside the pump

部静圧と本解析結果の時間平均値の比較を示す。図中の数値は、局所静圧  $p$  を動圧  $\rho_{in}U^2_{tip}/2$  で割って無次元化したものである。インペラ入口からディフューザ、ポリユートにかけてのメイン流路については、計算結果はインペラ入口計測点PGVDFを除き各部静圧を約7%の精度で試験値を予測している。インペラ入口計測点PGVDFについては、非圧縮性計算で5.6%の差異に対して、圧縮性計算では12.7%の差異となっており、圧縮性あり/なしによる差異が大きい。インペラ背面の内部循環流れについては、計算結果は約6%の精度で試験値を予測している。温度の検証については、FTP単体試験においてポリユート部で計測したポンプ出口温度28.8 Kに対して、本研究の圧縮性計算結果は28.2 Kであり、おおよそ一致することを確認した。

本圧縮性計算結果は、非圧縮性結果に対して結果的に圧力の予測精度が悪化したが、温度を予測できる点で優位性がある。圧力の誤差要因としては、壁関数の利用や断熱壁仮定による壁面摩擦力の予測精度の低下等が考えられ、今後の検討課題である。本研究においては、本解析結果は試験結果をおおよそ再現しており、インペラ内部のマクロな流動特性については議論が可能と判断した。

### 4-2 インペラ内部の流動特性

Fig. 4(a)~(d)に圧縮性URANS解析による瞬時の静圧、静温、Mach数、密度のmid面上分布を示す。ここには示さないが、非圧縮性URANS解析による静圧分布は、圧縮性解析結果とほぼ同様であった。Fig. 4(a)の静圧分布から、インペラ翼とディフューザ翼の位相関係によりディフューザ流路内の静圧分布が異なる様子が分かる。Fig. 4(b)の静温分布では、インペラ外周側で急激な静温上昇が見られる。これはFig. 4(c)で圧縮性の影響が無視できないMach数 $>0.3$ の領

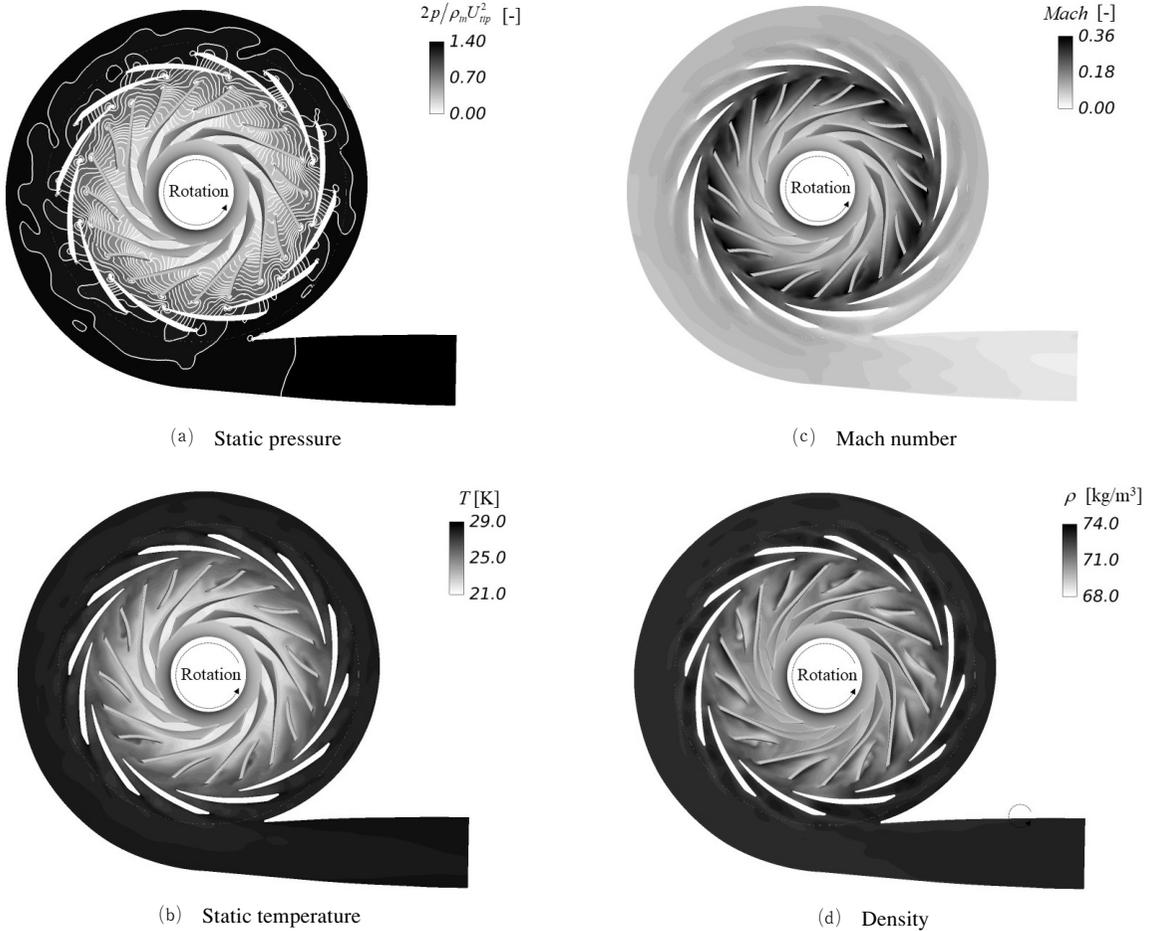


Fig. 4 Instantaneous static pressure, static temperature, Mach number, and density contours on the mid-plane computed by compressible URANS simulation

域に対応している。インペラ内の静温上昇は、液体水素圧縮性に伴う圧力仕事と、壁面摩擦や流れの混合/拡散に伴うエントロピー増加に起因する。Fig. 4 (b)と(c)の対応関係から、本インペラでの静温上昇は主に液体水素圧縮性による圧力仕事によるものと考えられる。Fig. 4 (d)の密度分布を見ると、インペラ内部では主に長翼と短翼の正圧面側に局所的に高密度領域が見られ、ディフューザ翼間流路に入ると急激に流路全域で密度が上昇することが分かる。前者はFig. 4 (b)の各翼の正圧面に沿った低温領域に

対応しており、後者はFig. 4 (b)で見えるようにディフューザ翼間で比較的高い静温でありながらも密度が上昇していることから、ディフューザ内の静圧上昇に伴う密度上昇と言える。

Fig. 5 に瞬時相対速度絶対値のmid面上分布とその拡大図を示す。拡大図では、相対速度ベクトルも合わせて示している。圧縮性計算と非圧縮性計算結果を比較すると、ほぼ同様な分布になっている。いずれの結果でも各翼の負圧面側の後縁付近に逆流領域が存在している。またここには示さないが、この逆流領域の大きさは

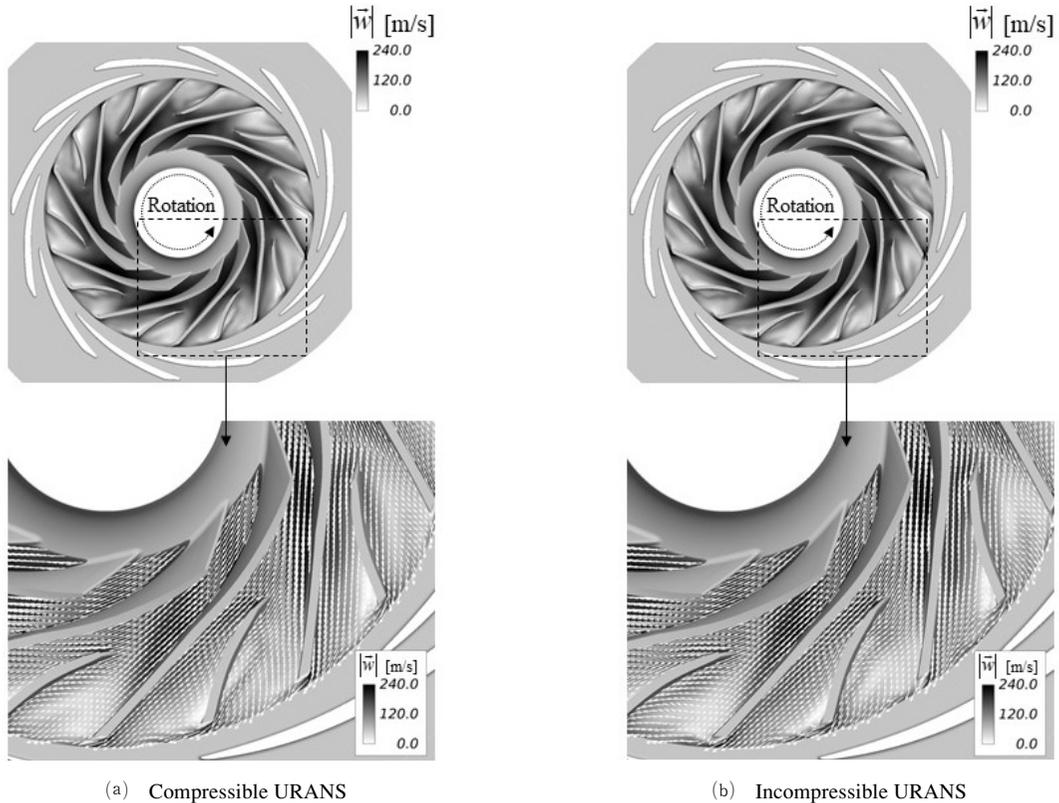


Fig. 5 Comparison of instantaneous relative velocity magnitude distributions between compressible and incompressible URANS simulations. The entire impeller region is shown at the top; close-ups of the region are shown at the bottom

インペラ翼とディフューザ翼間の干渉の影響を大きく受けており、時間的に変化する。

オープンインペラは、各翼とケーシング間に翼端隙間が存在するため、各翼で圧力の高い正圧面側から圧力の低い負圧面側に向かう漏れ流れとそれに伴う断面内の二次流れを生じることが特徴である<sup>(4)</sup>。Fig. 6は、オープンインペラで特徴的な二次流れ構造を捉えるために、瞬時流れ場に対して固有値法<sup>(15)</sup>により渦中心線を抽出し、それを次式に示す無次元ヘリシティィーで色づけした。

$$H_n = \frac{\int \xi \cdot \vec{w}}{\int |\vec{w}|} \quad \dots(1)$$

無次元ヘリシティィーは渦度ベクトルと相対速度ベクトルの成す角の余弦であるため、符号は流れ方向に対する渦の回転方向、絶対値が1となる領域は縦渦が強く形成されていることを意味する。またFig. 6では長翼と短翼の1ピッチ分の領域に対して、翼端隙間からの漏れ流れを示すための流線を黒色で、バランスホールを通りインペラ背面から流出してくる二次流れの流線を灰色で表示した。更にハブ面および翼面上の限界流線も示している。

Fig. 6で明らかのように、圧縮性計算、非圧縮性計算によらず各翼の前縁からは翼端漏れ流れが強い縦渦(漏れ渦)を形成していることが分かる。長翼中ほどでは、上流側の縦渦から流出

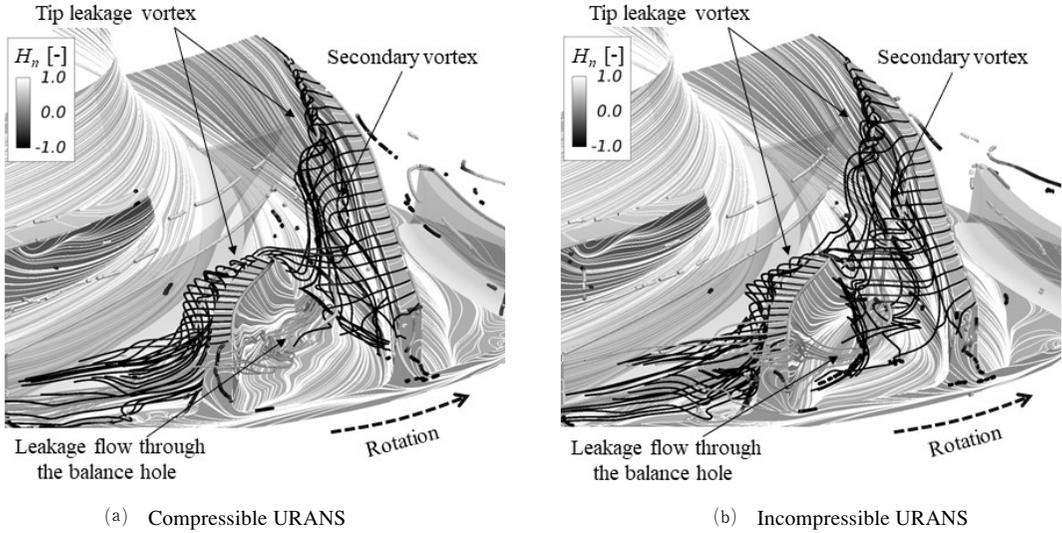


Fig. 6 Comparison of instantaneous vortex cores colored by normalized helicity and surface restricted lines. Streamlines are also shown, where black lines denote tip leakage flows and pink lines denote leakage flow through the balance hole from the rear side of the impeller

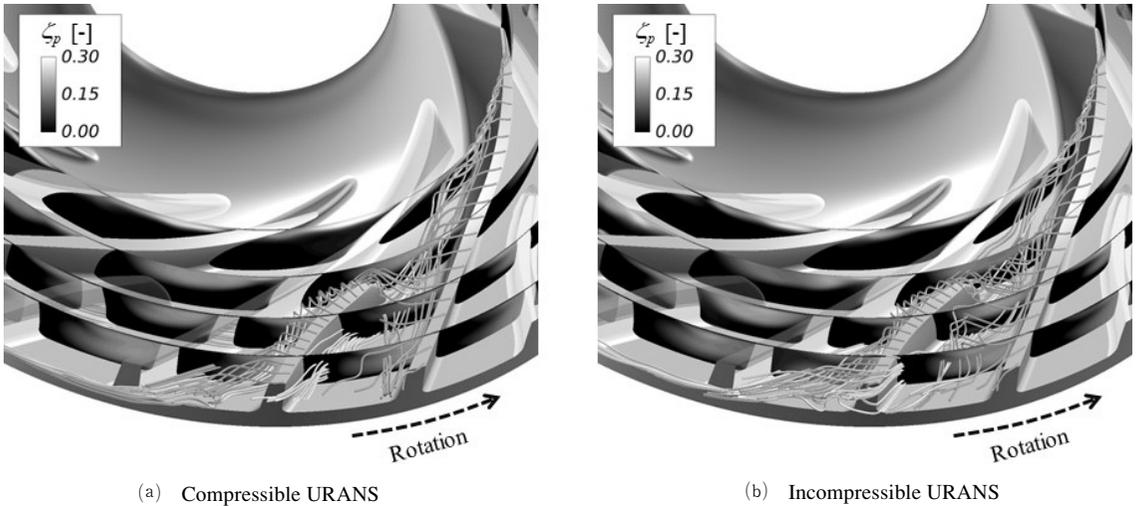


Fig. 7 Comparison of instantaneous total pressure loss distributions on constant radius planes with tip leakage streamlines and leakage streamlines through the balance hole

する流れと翼端隙間からの流れが合流して二つ目の縦渦を形成しているように見えるが、これは時間的に生成/消滅を繰り返す構造となっている。ここには示さないが、バランスホールか

らの二次流れも、インペラ背面側ケーシングのスワールブレイカの影響で間欠的に変動しており、これらの流れの干渉などにより、翼間の外周側は複雑な非定常流れ場を形成している。ま

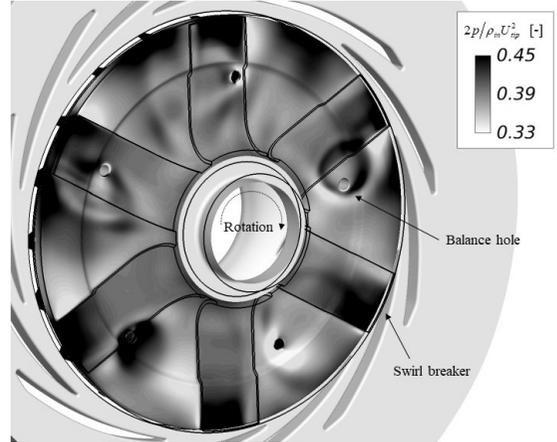
た本解析結果では、圧縮性と非圧縮性計算結果の間で流れ場の構造に顕著な差異は確認できなかった。なお本計算では標準壁関数を使用した。流れ場が高回転数で高密度に伴う高レイノルズ数のため、壁近傍の粘性効果は限定的であると考えられること、また前述の翼端漏れ渦が支配的であることからマクロな流れ場の議論は可能と考えた。

Fig. 7 に半径一定断面において次式で定義される全圧損失係数 $\xi_p$ 分布の比較を示す。

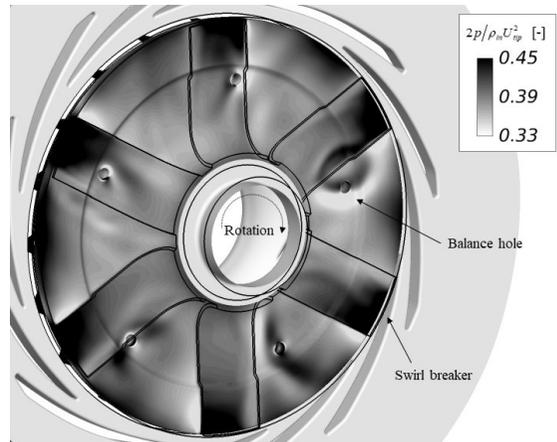
$$\xi_p = \frac{\omega(rc_\theta - r_{in}c_{\theta,in}) - (P_t - P_{t,in})/\rho}{U_{tip}^2/2} \quad \dots(2)$$

参考のため、Fig. 6 で示した流線も合わせて表示している。Fig. 7 より、圧縮性、非圧縮性の計算結果によらず、全圧損失はケーシング面側で発生しており、下流に向かうにつれ漏れ渦が存在する各翼の負圧面側で発生している。圧縮性計算と非圧縮性計算結果の比較をすると、若干ではあるが圧縮性計算結果の方が断面内の全圧損失が小さいように見える。このことは、Fig. 3 で示したように圧縮性計算結果が非圧縮性計算結果よりも静圧上昇量を高めに評価することと関係していると考えられる。

Fig. 8 には、インペラ背面の瞬時静圧分布の比較を示す。圧縮性、非圧縮性計算結果によらず、インペラ外周側では静圧分布が周方向に変動している様子が分かる。これは、インペラ前面でのインペラ翼-ディフューザ翼間の干渉に伴う静圧変動がインペラ背面にまで影響しているものである。また、バランスホールが周方向に回転移動するに伴い、スワールブレーカを通過する前後で圧力波が発生しており、これがインペラ背面の静圧分布に影響している様子も分かる。圧縮性計算と非圧縮性計算結果の比較をすると、若干ではあるが圧縮性計算結果の方が細かい圧力波やその反射を捉えている。



(a) Compressible URANS



(b) Incompressible URANS

Fig. 8 Comparison of instantaneous wall pressure distributions on the rear side of the impeller

Fig. 9 はインペラの前面と背面の壁面圧力を表面積分して算出した次式で定義される軸推力係数 $C_f$ を10回転周期分示したものである。

$$C_f = \frac{2F}{\rho_{in}U_{tip}^2 r_{tip}^2} \quad \dots(3)$$

$F$ の向きはインペラ背面側に向かう方向を正としている。図から分かるように、圧縮性と非

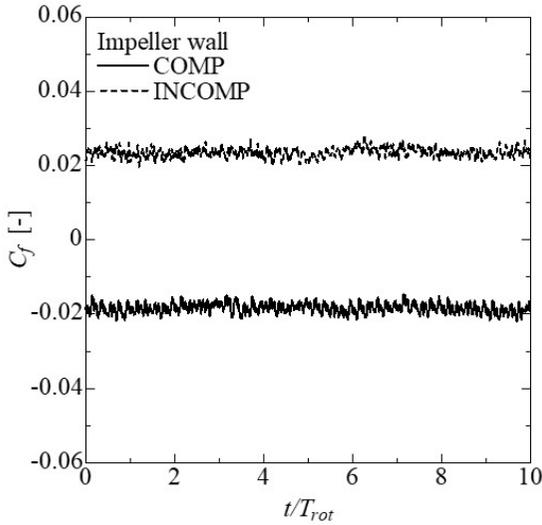


Fig. 9 Comparison of axial thrust coefficient

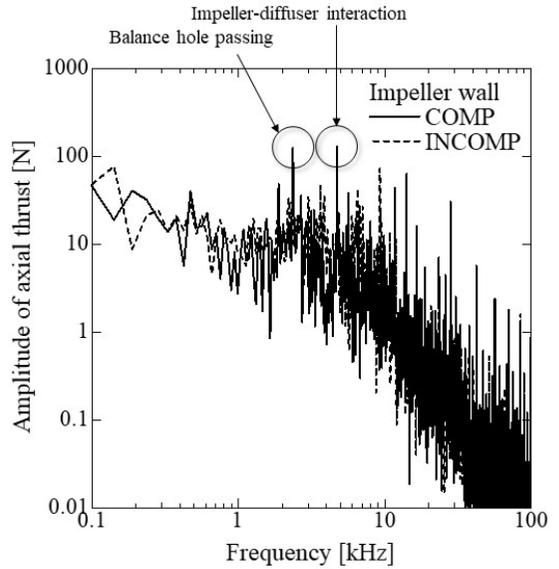


Fig.10 Comparison of frequency spectra of axial thrust

圧縮性計算で向きが逆になっている。ここには示さないが、これはインペラ背面側の  $C_f$  が両者でほぼ同程度であった一方、前面側の  $C_f$  が圧縮性計算の場合に低下し、結果として圧縮性と非圧縮性計算でインペラ前面と背面の  $C_f$  の大小が逆転したことに起因している。実際、Fig. 3 で見たように、非圧縮性計算と比べて圧縮性計算ではインペラ入口圧が若干低く、結果的にインペラ前面の圧力が低い。なお、Fig. 9 では結果的に  $C_f$  の絶対値が圧縮性と非圧縮性計算で同程度になっている。このようにインペラ周囲の圧力予測の若干の違いが軸推力の向きを変えるほどの影響を持つため、軸推力の正確な予測のためにはインペラ内圧力の高精度予測が重要と言える。

Fig.10は、Fig. 9 で得られた軸推力の変動振幅についてFFTにより周波数分析したものである。本解析でターゲットとなる1~10 kHzのレンジでは、圧縮性、非圧縮性計算によらず2.3 kHzと4.7 kHz付近に明確なピークが見られる。これらは、前者はバランスホールの通過周波数

で、後者はインペラ長翼または短翼の通過周波数におおよそ対応している。その他の周波数ピークについては、圧縮性計算と非圧縮性計算で異なる傾向が見られており、圧縮性考慮の有／無が軸推力の周波数特性に影響していると言える。

## 5. おわりに

ロケット液体水素ポンプオープンインペラを対象に圧縮性および非圧縮性URANS解析を実施し、試験結果との比較検証とマクロな流れ場の評価を行い以下の結果を得た。

- ポンプ単体試験結果に対する本計算結果の検証については、ポンプ内部の時間平均静圧については、圧縮性、非圧縮性計算によらず、計算結果は試験結果を概ね再現した。但しインペラ入口静圧については、圧縮性計算の場合に試験値との差異が大きくなり、圧縮性考慮の有無の影響が大きかった。一方、静温については、本圧縮性計算

結果は試験で計測されたポンプポリユート部の温度を良好に再現した。

- オープンインペラ内の温度上昇は、インペラ外周部においてMach数が0.3程度と圧縮性の影響が発現する領域で顕著である。
- オープンインペラ翼間の流れは、各翼の翼端隙間から流出する漏れ流れにより誘起される強い漏れ渦が支配的である。長翼の下流側では更に二つ目の二次渦やバランスホールからの流れ等が干渉し、逆流なども伴う複雑な流れ場を形成する。なお流れ場について、圧縮性と非圧縮性計算結果で顕著な差異は見られなかった。
- オープンインペラ内の全圧損失は、主にケーシング面付近と翼間の漏れ渦等が存在する領域で発生する。
- オープンインペラ背面の静圧分布は、インデューサーディフューザの翼間干渉やバランスホールとスワールブレイカの干渉等により影響を受け、特に外周側で周方向に非定常な分布となる。
- 圧縮性の考慮/非考慮はインペラ壁面上の圧力分布に影響することで、軸推力にも大きく影響する。

#### [謝辞]

本研究を実施するにあたり、マテシス(株)の小谷秋子様、第一システムエンジニアリングの福田太郎様、米国CRAFT Tech社のDr.Ashvin Hosangadi、早稲田大学の宮川和芳先生、JAXAの木村俊哉様、川崎聡様にはご助言や支援をいただいた。また、本研究の解析はJAXA Supercomputer System Generation 2 (JSS2) を利用した。ここに記し著者らの謝意を表する。

#### <参考文献>

- (1) 田村・他4名, 新型基幹ロケットの開発—世界で戦え

るロケットを目指して—, 三菱重工技報, Vol.51, No.4 (2014).

- (2) Azuma,N., et al., Development Status of LE-9 Engine Turbopumps, 53rd AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2017-4927, July 10-12 (2017).
- (3) Williams,R., et al., High Head Unshrouded Impeller Pump Stage Technology, 36th AIAA/ASME/SAE/ASME Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA paper 2000-3243, July 17-19 (2000).
- (4) Williams,R., et al., Comparison of Unshrouded Impeller Analysis and Experiment, 37th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 2001-3398, July 8-11 (2001).
- (5) Chen,W.-C., et al., Development and Validation of High Performance Unshrouded Centrifugal Impeller, 37th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 2001-3399, July 8-11 (2001).
- (6) 吉村・他2名, 圧縮性を考慮した液体水素解析による遠心羽根車の内部流れに関する検討, ターボ機械協会, 第77回, 総会講演会 (2017-5).
- (7) Suwa,N., et al., Effect of Axial Oscillation Amplitude on Unsteady Fluid Force Acting on an Open Impeller, 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), June 3-9 (2017).
- (8) Shimura,T., et al., Stability of an Axial Thrust Self-Balancing System, ASME Journal of Fluids Engineering, Vol.135, Jan. 2013, 011105-011105-7.
- (9) Hosangadi,A., et al., Upwind Unstructured Scheme for Three-Dimensional Combustion Flows, Journal of Propulsion and Power, Vol.12, No.3, May-June (1996), pp.494-503.
- (10) Vineet,A., et al., Multi-Element Unstructured Methodology for Analysis of Turbomachinery System, Journal of Propulsion and Power, Vol.19, No.5, Sept.-Oct (2003), pp. 945-952.
- (11) NIST Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties Database (REFPROP) : Version 8.0, NIST Standard Reference Database 23, <https://www.nist.gov/srd/refprop>
- (12) Hosangadi,A., et al., Analysis of Thermal Effects in Cavitating Liquid Hydrogen Inducer, Journal of Propulsion and Power, Vol.23, No.6, Nov.-Dec (2007), pp.1225-1234.
- (13) 水野・他2名, LE-Xエンジン用ターボポンプの研究, IHI技報, Vol.49, No.3 (2009).
- (14) (一社)ターボ機械協会編, ターボポンプ新改訂版, 日本工業出版 (2011).
- (15) Haimes,R., et al., On the Velocity Gradient Tensor and Fluid Feature Extraction, 14th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA pp.99-3288 (1999).