

# インデューサにおける非定常流れの LES 解析

山西伸宏<sup>\*1</sup>、加藤千幸<sup>\*2</sup>、宮島博<sup>\*1</sup>、辻本良信<sup>\*3</sup>、吉田義樹<sup>\*3</sup>

## Large Eddy Simulation of Unsteady Flow in an Inducer

by

Nobuhiro YAMANISHI<sup>\*1</sup>, Chisachi KATO<sup>\*2</sup>, Hiroshi MIYAJIMA<sup>\*1</sup>, Yoshinobu TSUJIMOTO<sup>\*3</sup>, and Yoshiki YOSHIDA<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

Large eddy simulation of a rocket turbopump inducer at design and off-design conditions is presented. The computation takes full account of the interaction between the rotating inducer and the stationary casing by using a multi-frame-of-reference dynamic overset grid approach. A streamline-upwind finite element formulation with second-order accuracy both in time and space is used to discretize the governing equation. It is implemented in parallel by a domain-decomposition-programming model. The basic design of the inducer is similar to the one used in the LE-7 rocket engine liquid oxygen turbopump. It has three helical blades with 95.5 degrees sweep back leading edge and a tip diameter of 149.8mm. The inlet blade angle is 7.5 degrees and the discharge blade angle is 9.0 degrees at the tip. Internal flow of an inducer is simulated and compared with water tunnel experiments at design ( $\phi=0.078$ ) and off-design conditions ( $\phi=0.05$  and  $0.09$ ). Although some difference can be seen at low flow coefficients, the overall head-flow characteristics of computed results show good agreement with experiments. Such results show that the applied LES code can be used as a design tool for rocket turbopump inducers.

### 1. はじめに

現在、宇宙開発事業団(NASDA)の技術研究本部では、H-IIA ロケットの信頼性向上および将来型宇宙輸送機の開発を目的に、液体ロケットエンジン内部流れの数値シミュレーションを行っている。熱流体特性が重要となるエンジン要素として燃焼器、ノズル、ターボポンプ系などが挙げられるが、本研究ではターボポンプの一要素であるインデューサに着目する。インデューサは機体重量、タンク加圧能力要求、ポンプ回転数など機体・エンジンの主要な特性を決定する重要なエンジン要素である。

インデューサやインペラに代表されるロケットエンジン用のターボポンプに関する数値解析はこれまで数多く報告されている。Hah はレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式(RANS)に基づいた3次元粘性の数値解析コードを開発<sup>[1]</sup>した後に、広範囲な作動条件におけるインペラの数値解析<sup>[2]</sup>などを行っている。Chen ら<sup>[3]</sup>は Rocketdyne 社で開発された数値解析コード REACT (Rocketdyne Elliptic Analysis Code for Turbomachinery)を用いて新型インペラの設計を試みている。また Cheng ら<sup>[4]</sup>は独自に開発したコード FDNS を用いてスペースシャトル・メインエンジン(SSME)の高圧燃料ポンプ(HPFTP)用インペラの数値解析を行っている。この他にも疑似圧縮性を考慮した INS3D-UP による Kiris らによる数値解析<sup>[5]</sup>や、HYDRO を用いた Vulcain 2 エンジン用インデューサ

の Arnone らによる数値解析<sup>[6]</sup>などが報告されている。ただし、ここまで紹介した研究はいずれも RANS に基づいて独自に開発された数値解析コードを使用しており、設計の初期段階で用いられていることから定常解析が主となっている。

一般に、ポンプ内部流れは羽根車とケーシングとの動静翼干渉並びに境界層の大規模な渦に起因した非定常性を有する。特に、非設計流量においては、入口旋回逆流などが生じやすいため、流れの非定常性も大きくなることが多い。また、羽根車とケーシングとの動静翼干渉は羽根車の流体力変動やケーシングの圧力脈動の主要因であり、時としてポンプあるいはポンプ機場の振動・騒音問題を引き起こす場合もある。従って、このような非定常性を考慮して内部流れを解析することは、ポンプの設計・開発において極めて重要であると言える。

そこで本研究では、Large Eddy Simulation (LES)と有限要素法を用いてインデューサにおける非定常流れの解析を行う。数値解析手法としては、過度な数値粘性の影響を排除しつつ、高レイノルズ数流れに起因した数値的不安定性に対処するために筆者等が開発した、時間・空間共に2次精度を有する上流化有限要素法<sup>[7]</sup>を用いる。一般にポンプ内部流れのレイノルズ数は  $10^6 \sim 10^8$  と高く、また流路形状も複雑であることから、その LES 計算は大規模計算とならざるを得ない。そこで、本研究では領域分割法に基づく並列化も実施する。

<sup>\*1</sup> 宇宙開発事業団 <sup>\*2</sup> 東京大学生産技術研究所

<sup>\*3</sup> 大阪大学基礎工学研究科

## 2. 基礎方程式

ロケットエンジン用ターボポンプ内部流れの解析は、RANS によるものが主流となっているが、本研究では、計算格子サイズ以上の乱流渦の挙動は直接計算し、格子サイズ以下の乱流渦の効果のみをモデル化する LES 解析の手法を用いる。即ち、本研究で用いる基礎方程式は、格子サイズに対応する空間フィルターにより平均化されたナビエ・ストークス方程式であり、直交座標系において総和規約を用いて式(1), (2)により表される。

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \nu \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \overline{u'_i u'_j} \right\} + f_i \quad (2)$$

ここに、 $\bar{u}_i$  ( $i=1,2,3$ )は  $x_i$  方向の格子スケール流速成分、 $\bar{p}$  は格子スケールの静圧であり、また、 $\rho$ ,  $\nu$  はそれぞれ流体の密度及び動粘性係数を表す。

解析に用いる座標系の運動に対応する慣性力は  $f_i$  で表される。即ち、静止座標系に対しては、

$$f_i = 0 \quad (3)$$

一方、角速度  $\Omega$  で回転する回転座標系に対しては、

$$f_1 = \Omega^2 x_1 + 2\Omega \bar{u}_2; \quad f_2 = \Omega^2 x_2 - 2\Omega \bar{u}_1; \quad f_3 = 0 \quad (4)$$

ここに座標系の回転軸は  $x_3$  軸であることを仮定している。

格子サイズ以下の乱流渦の効果は、標準スマゴリンスキー・モデル(SSM)<sup>[8]</sup>と Van-Driest の減衰関数によりモデル化する。

$$-\overline{u'_i u'_j} + \frac{1}{3} \delta_{ij} \overline{u'_k u'_k} = \nu_{SGS} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)$$

$$\nu_{SGS} = (C_s f \Delta)^2 (2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{0.5}$$

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad f = 1 - \exp \left( -\frac{y^+}{A^+} \right)$$

但し、 $A^+ = 25.0$  とした。ここに、 $C_s$  はスマゴリンスキー定数であり、本解析では大規模な離れを想定して 0.15 を与えた。また、 $\Delta$  は格子フィルター幅であり、ここでは各要素体積の 1/3 乗という値を用いる。この他にも、格子スケールの流速から動的に  $C_s$  を決定するダイナミック・スマゴリンスキー・モデル(DSM)<sup>[9]</sup>を用いた。

## 3. 数値解析手法

### 3.1 干渉計算方法

本研究では、静止したケーシングと回転する羽根車の相対

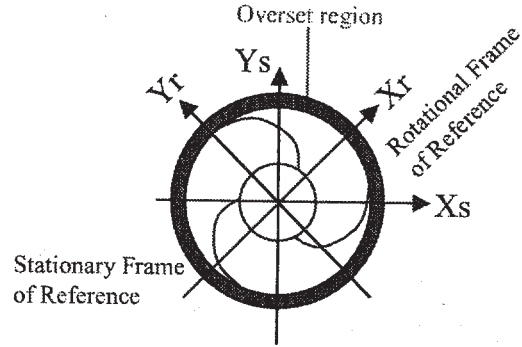


Figure 1. Schematic view of an example of overset grids from dual frames of reference

運動を図1に示すような移動格子法により考慮する。羽根車内の流れは羽根車と共に回転する計算メッシュにより解析し、入口配管や出口配管などの静止流路内の流れは静止座標系上の計算メッシュを用いて計算される。それぞれの計算メッシュはその上流あるいは下流に位置する計算メッシュと適切な領域をもって重ね合わされ、各時間ステップにおいて、オーバーラップした部分の流速および圧力を上流あるいは下流の計算メッシュから内挿された値によりオーバーセットする。

この手法は各計算メッシュ間で質量流れや運動量流れを厳密には保存しない欠点を有する一方で、各領域の計算メッシュを独立に作成し、計算対象によってはそれらを組み合わせることが可能である。本研究では将来的に、入口配管、インデューサ、案内羽根、インペラ、ポリユートの計算メッシュを組み合わせることを考えており、これによりインデューサで発生したキャビテーションのシステム全体への影響などを解析することが可能となる。

### 3.2 時間・空間の離散化方法

本研究では、以前筆者の一人が開発した上流化有限要素法を用いて基礎方程式を離散化する。この離散化方法は基本的にはオイラー陽解法に基づいているが、空間残差項の評価点を、局所流速の大きさに計算の時間刻み幅を乗じた量の 1/2 だけ流線方向上流側にシフトする点が異なる。このシフトにより、通常のオイラー陽解法の有する負の数値粘性効果を補償し、安定でかつ高精度な解析が実現される。この離散化方法は基本的に空間・時間共に 2 次精度を有し、これまで様々な内部流れの LES 解析に適用され、成功を納めている<sup>[10], [11]</sup>。連続の式の解法は ABMAC 法に基づいている<sup>[12]</sup>。

### 3.3 並列計算方法

分散主記憶型の並列計算機を利用した大規模 LES 解析を実現するために、本研究では領域分割法に基づく並列化を実施した。領域分割計算においては、解析領域全体を予め指定した数の小領域に分割し、複数の計算ノードがそれぞれの小領域の計算を担当する。この際、小領域間で必要なデータ通信を行うことにより、全体領域の計算と数学的に等価な並列

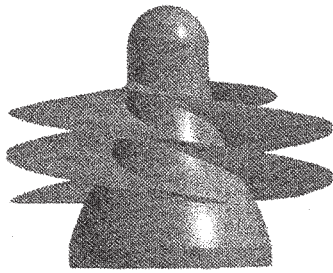


Figure 2. Test inducer geometry

計算を実現する。

静止部と回転部とのオーバーラップ領域においてはインデューサの回転と共に通信する計算ノードの組み合わせ（通信ペア）が変化する。そこで予め予備計算において羽根車一回転分の通信ペアに関するデータを作成しておき、並列処理する LES 解析コードに入力データとして供給することとした。本数値解析コードでは日立製作所製 SR8000 を用いて 85% 以上の並列化効率を実現した<sup>[11]</sup>。

#### 4. 数値解析結果

##### 4. 1 供試インデューサ

計算対象としたインデューサを図2に示す。インデューサ翼形状は LE-7 エンジン液酸ポンプのそれと一致する。基本形状は、羽根3枚、リーディング・エッジ・スウィープ付き、羽根直径  $D_t=149.8\text{mm}$  となっており、さらにチップの入口、出口の羽根角はそれぞれ  $7.5^\circ$  と  $9.0^\circ$  である<sup>[13]</sup>。チップソリディティは 1.90 となっており、半径  $r$  における羽根角  $\beta$  は、 $r \cdot \tan\beta = \text{const.}$  の式で与えられる。ケーシングと翼チップとのチップ・クリアランスは 0.5mm である。供試インデューサの設計流量係数は 0.078 である。

Table 1. Configuration of the test inducer

Number of blades	3
Tip diameter ( $D_t$ )	149.8 mm
Inlet blade angle at tip	7.5 deg.
Outlet blade angle at tip	9.0 deg.
Hub/tip ratio at inlet	0.25
Hub/tip ratio at outlet	0.51
Solidity at tip	1.91
Radial tip clearance	0.5 mm
Design flow coefficient	0.078

本研究で用いた実験装置<sup>[13]</sup>は閉ループであり、作動流体には脱気した水道水を用いている。回転数  $N$  は 4,000rpm とした。系の圧力を下げてキャピテーション係数  $\sigma$  を、バルブ開度により流量係数  $\phi$  を設定できる。

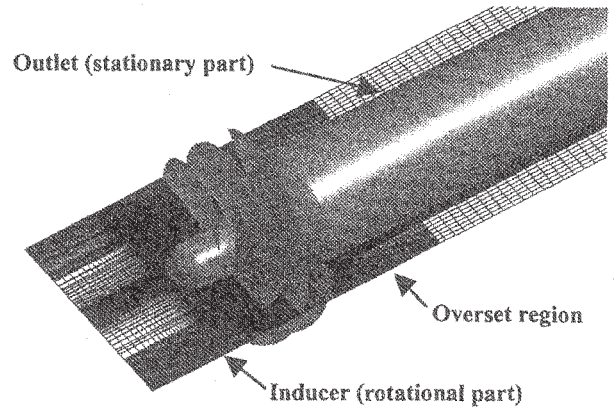


Figure 3. Computational mesh for the test inducer

##### 4. 2 計算格子および境界条件

本研究で用いた計算格子を図3に示す。この計算格子はインデューサ本体部および出口配管部の二つの部分から構成され、前述のようにそれぞれの部分は適切な重合領域を介してオーバーセットされている。実際のインデューサは、羽根先端とケーシング内面との間に 0.5mm のチップ・クリアランスを有するが、今回は計算格子数の制約から考慮していない。各領域においては、インデューサ本体部に約 441 万節点、出口配管部に約 9 万節点の合計約 450 万節点の計算格子を使用した。

境界条件は以下のように与えた。即ち、インデューサ本体部の上流側境界条件において予旋回なしの一樣流入条件を与えた。今回の解析ではインデューサ上流で発達する境界層の影響は考慮していない。一方、出口配管の下流境界条件においては、境界面に作用する流体の応力成分（トラクション）が零であると仮定する、いわゆるトラクション・フリー条件を課した。固体壁面においてはノー・スリップ条件を与え、前述の Van-Driest 減衰関数により壁面近傍のサブ・グリッド・スケール(SGS)の渦動粘性係数  $\nu_{\text{SGS}}$  の値を減衰させた。なお、インデューサ本体部に適用されている回転座標系においては、ケーシングの内壁面は  $-\Omega$  方向に回転しているため壁面の移動速度もそのように与えた。

計算の時間刻み幅は、20,000 ステップの計算によりインデューサが1回転するように設定した。流速および静圧ともに零という初期値から解析を開始したところ、インデューサ6回転分に相当する時間が経過した辺りでポンプ内の流れが平衡状態に至ったことが、インデューサ揚程などから確認された。その後、インデューサ9回転分に相当する計算を行い、得られた流れ場を平均処理することにより、インデューサの揚程、速度場などを評価した。今回の計算には、前述の並列計算機 SR8000 の 8 計算ノードを使用し、1ステップの計算に約 2.67 秒、また、一条件について約 223 時間を要した。

##### 4. 3 インデューサの揚程

実験におけるインデューサの静圧係数は、インデューサ入口および出口のケーシング壁面に設置された圧力センサから測定された圧力の差から得られた。入口圧力センサは  $z/D_t$

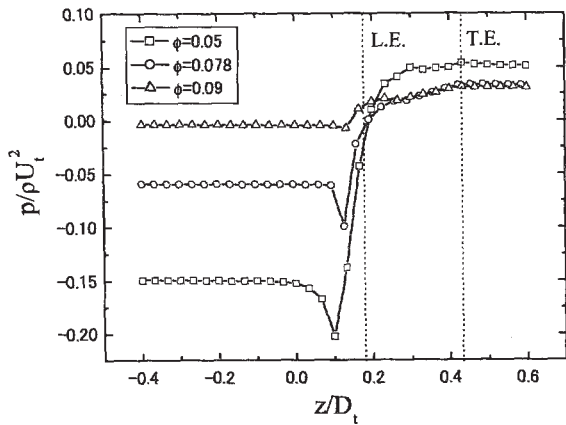


Figure 4. Circumferentially averaged pressure distribution at  $r/D_t=0.48$  of computations using SSM.

$-1.85$  に設置され、出口圧力センサは  $z/D_t=0.52$  に設置された。但し、 $z/D_t=0.0$  はインデューサ基準線の位置とした。数値解析においても同様にケーシング壁面近傍における静圧分布を評価した。図4はケーシング壁面近傍( $r/D_t=0.48$ )における周方向に平均された  $z$  軸方向の静圧分布である。図からもわかるように、流量係数に係わらず静圧分布はどれも似たプロファイルを示す。いずれも前縁付近で圧力が急激に下がり、翼間で上昇した後に、出口で一定値に収まる傾向が見られる。流量係数が低い場合、前縁付近の低圧域が深くなるのは衝突角の増加によるものである。図4は SSM を用いた設計流量( $\phi=0.078$ )および非設計流量( $\phi=0.05, 0.09$ )における解析結果であるが、DSM を用いて同様の数値解析を行った。

図5はそれぞれの SGS モデルを用いた場合から得られたインデューサの揚程 (静圧係数 $\Psi_s$ ) を実験結果のそれと比較したものである。数値計算による静圧係数も実験と同様に入口( $p_o$ )及び出口( $p_i$ )の圧力差から求めたが (式(4))、インデューサ入口部は  $z/D_t = -1.85$  までないことから、 $z/D_t = -0.4$  における値を用いた。

$$\Psi_s = \frac{p_o - p_i}{\rho U_t^2} \quad (U_t = \pi D_t N / 60) \quad (5)$$

図からもわかるように、SSM を用いた数値解析では設計流量および高流量において実験結果より低い値を示しており、実験を再現してはいない。一方、DSM を用いた数値解析は実験と比較的良好な一致を示している。

ここで特記すべきこととして、 $\phi=0.065$  付近において実験値に変曲点が存在することである。タフトやトレーサ気泡を用いた可視化実験によると、 $\phi=0.065$  近傍においてインデューサで発生する旋回逆流域が入口圧力センサまで到達しており、流量係数の減少に伴ってさらに上流まで延びていることがわかった。つまり、この旋回逆流域によって入口圧力が高めに測定されることから、静圧係数が低めに与えられることが考えられる。低流量条件において旋回逆流が現れることから、この条件における実験結果と良好な一致を得るために

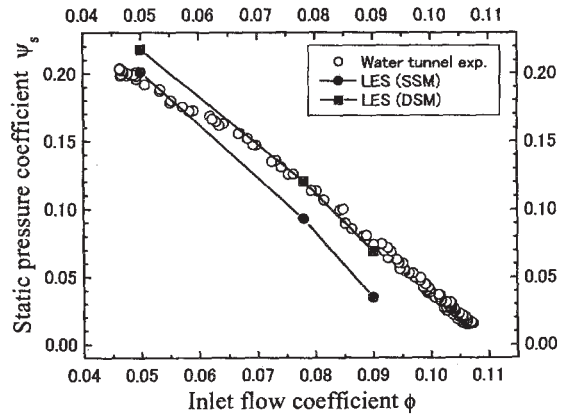


Figure 5. Comparison of measured and predicted head-flow characteristics

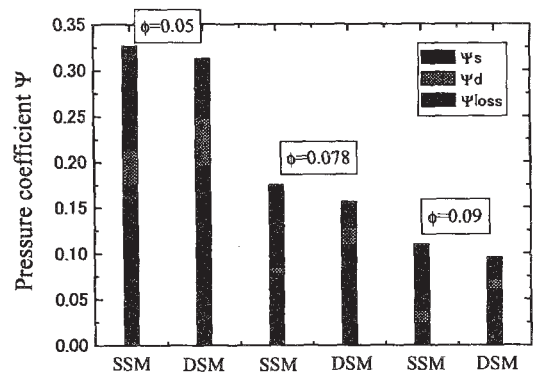


Figure 6. Comparisons of Euler's head

は、入口旋回逆流域を正確にシミュレートする必要があると言える。

次に、各流量係数におけるオイラー・ヘッドを図6に示す。各流量条件における半径方向の局所オイラー・ヘッドを予め求め、その流量平均をとったのが図に示される値である。図中の青の領域は静圧係数、緑の領域は動圧係数、赤の領域は圧力損失係数に相当する。図に示されるように、SSM を用いた場合の圧力損失は、DSM を用いた場合のそれより大きく、結果的に DSM より低い静圧係数が得られていることがわかる。実験結果との比較から SSM を用いた場合は静圧係数が過小評価されており、このことから翼間における圧力損失が過大評価されていたと言える。

SGS モデルと翼間の流動構造の関係を明らかにするため、図7、8にインデューサ出口( $z/D_t = 0.445$ )における軸方向速度( $C_m$ )と周方向速度( $C_w$ )の周方向分布を示す。上図は SSM を用いた場合、下図は DSM を用いた場合の計算結果であり、測定位置は  $r/D_t = 0.48$  である。上図の SSM を適用した場合は明確なピークが現れており、インデューサ後流において強い速度欠損が形成されていることがわかる。一方、DSM を適用した場合は顕著なピークはなく、速度欠損を明確に示すよう

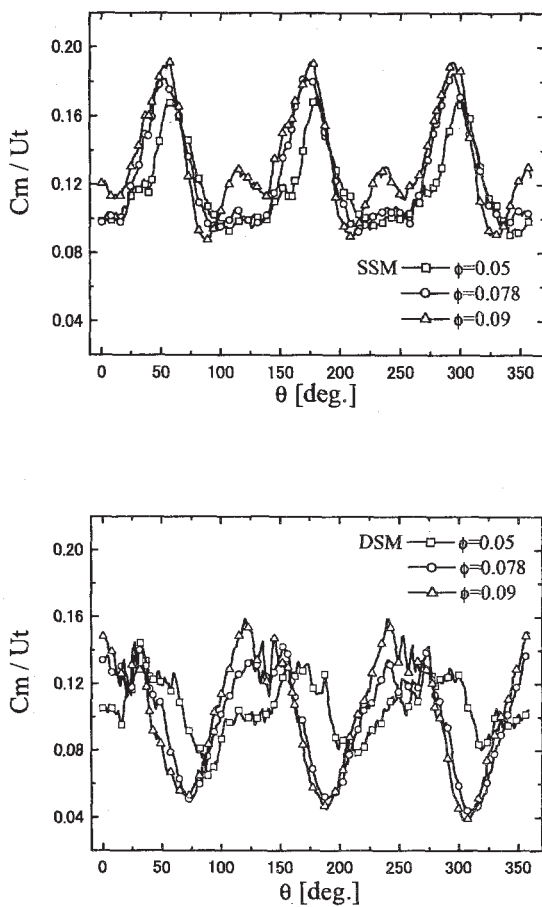


Figure 7. Time averaged circumferential distribution of meridional velocity at the inducer exit (top: SSM, bottom: DSM)

な速度分布が形成されていない。これらの結果から、SSMを用いた数値解析では翼間の境界層が厚く見積もられ、結果的に圧力損失が過大評価されていると考えられる。翼面上の境界層が厚い場合、はく離が起こりやすくなるか、主流の情報が入ることによって境界層が維持される場合があるが、今回は前者が起こることによって圧力損失が大きくなったと考えられる。今後さらに詳細な検討を必要とするが、現時点ではDSMを用いた解析手法が妥当であると言える。

最後に、低流量条件における実験と本数値解析の不一致を明らかにするために、逆流域の軸方向長さを調べた。図9はSSMを適用した場合の中心軸断面における瞬時の軸方向速度分布である。逆流域を示す、速度が負の領域は青の等高線で表示してある。期待されたとおり、流量係数の減少に伴って逆流域は入口に向かって伸びている。逆流域の軸方向長さは、インデューサの入口チップから約 $0.58D_t$  (87mm)まで達しているが、これは実験的に観測されたものより遙かに小さい。DSMを用いた場合も同程度の逆流域しか得られていない。

今回行われた数値解析が逆流域を過小評価していた理由として以下の①～③が考えられる。①チップ・クリアランスを設けなかったことによって、もれ流れの効果が考慮されて

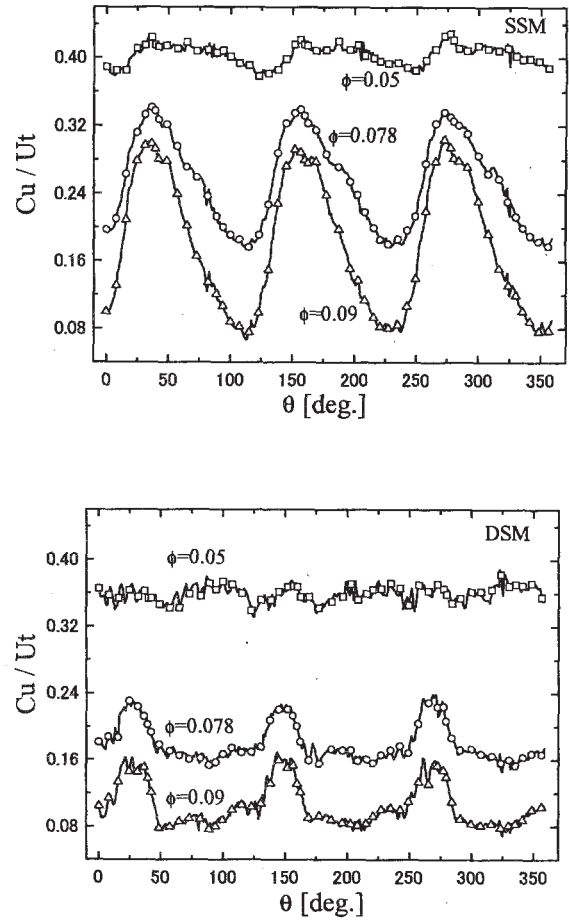


Figure 8. Time averaged circumferential distribution of tangential velocity at the inducer exit (top: SSM, bottom: DSM)

いない ②入口境界において一様流入条件を課したために、充分発達した入口境界層が与えられていない ③インデューサ前縁におけるグリッド解像度が悪く、翼面上の圧力分布が正確に再現されていない。

逆流域を正確に評価するため、チップ・クリアランスを設け、インデューサ入口部を延長し、翼前縁付近の解像度を上げたグリッドによる数値解析を行う予定である。

### 5. まとめ

ロケットエンジン用ターボポンプのインデューサにおける非定常流れのLES解析を行った。本解析手法は、以前筆者等が開発した時間・空間共に2時精度を有する上流化有限要素法を用いている。供試インデューサはLE-7エンジン液酸ポンプのそれと同じ翼形状を持ち、これを用いて水流シタンネルにおける実験も行った。ダイナミック・スマゴリンスキー・モデルを用いた数値解析によるインデューサの静圧係数は実験と定量的に一致し、開発したコードの有効性を確認することができた。

今後は、揚程特性と入口旋回流との因果関係をさらに詳細に検討し、低流量条件における実験との一致を計りたい。

## 参考文献

- [1] Hah, C., *AIAA Journal of Propulsion and Power*, Vol.3, 415-422 (1987).
- [2] Hah, C., *et al.*, *Journal of Turbomachinery*, Vol.110, 303-311 (1988).
- [3] Chen, W. -C., *et al.*, AIAA Paper 92-3223 (1992).
- [4] Cheng, G. C., *et al.*, AIAA Paper 93-3003 (1993).
- [5] Kiris, C., *et al.*, AIAA Paper 93-0678 (1993).
- [6] Arnone, A., *et al.*, Proceedings of the 4th International Symposium on Cavitation CAV2001, (2001).
- [7] 加藤・池川・海保, 日本機械学会論文集 (B編), 58-552, (1992), 2624-2631.
- [8] Smagorinsky, J., *Monthly Weather Review*, Vol.91, 99-164, (1963).
- [9] Germano, M., *et al.*, *Physics of Fluids*, Vol.3, 1760-1765, (1991).
- [10] Kato, C., *et al.*, ASME FEDSM99-7802, (1999).
- [11] Kato, C., *et al.*, ASME FEDSM2002-31205, (2002).
- [12] Viccelli, J. A., *Journal of Computational Physics*, Vol.8, 119-143, (1971).
- [13] 藤原・片岡・横田・辻本, 日本機械学会論文集 (B編), 64-622, (1998), 1667-1674.

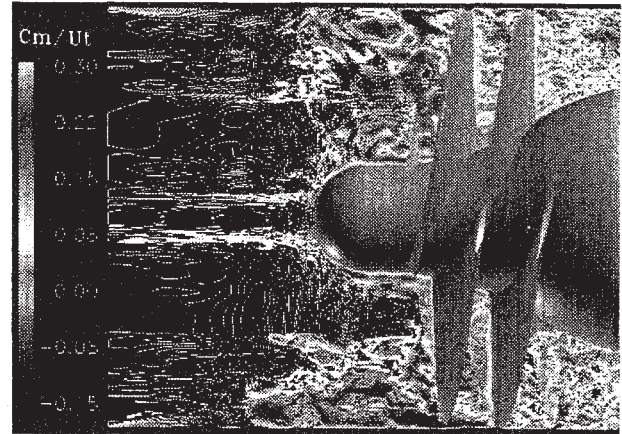
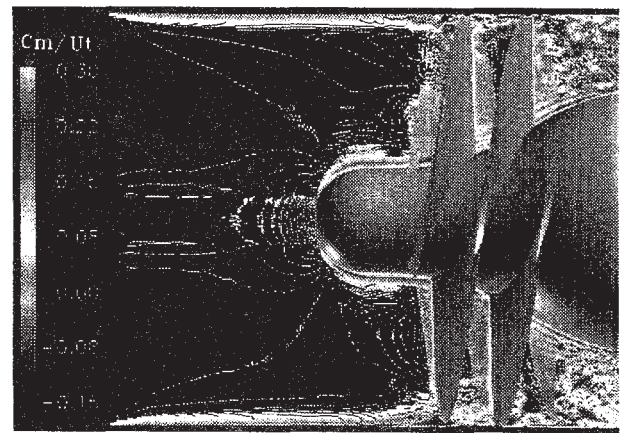
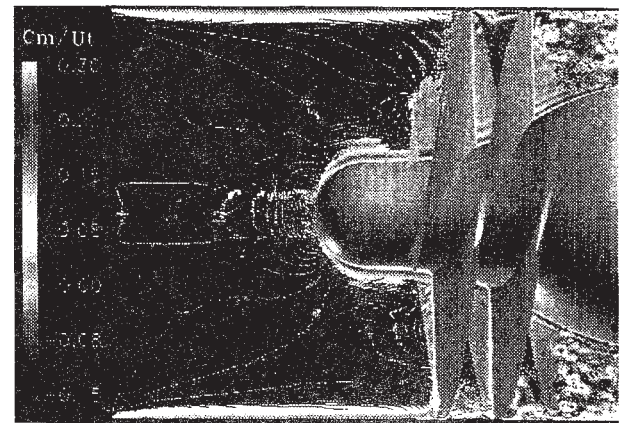
(a)  $\phi=0.05$ (b)  $\phi=0.078$ (c)  $\phi=0.09$ 

Figure 9. Instantaneous axial velocity at the center plane by