

# 遠心圧縮機の空力騒音低減の研究

## プロジェクト責任者

三浦 治雄 株式会社日立プラントテクノロジー

## 著者

三浦 治雄<sup>\*1</sup>、小林 博美<sup>\*1</sup>、三橋 利玄<sup>\*2</sup>、西村 香純<sup>\*2</sup>、大友 洋<sup>\*2</sup>、西川 憲明<sup>\*3</sup>、  
廣川 雄一<sup>\*3</sup>

\*1 株式会社日立プラントテクノロジー

\*2 アドバンスソフト株式会社

\*3 独立行政法人海洋研究開発機構

利用施設： 独立行政法人海洋研究開発機構 地球シミュレータ

利用期間： 平成 20 年 4 月 1 日～平成 21 年 3 月 31 日

## アブストラクト

石油精製プラントやガスパイプラインなどの幅広い分野で使われている産業用遠心圧縮機では、高い信頼性と高性能と同時に、最近では作業環境の観点から騒音低減が強く求められている。本研究では、羽根付ディフューザを備えた遠心圧縮機の共鳴現象の解明とその予測を目的とする。

圧縮機内部流れの解析から空力騒音の知見を得るためには、遷音速領域にある圧縮機内部の非定常流れを定量的に評価する必要があり、そのためには地球シミュレータを利用した圧縮性流れの大規模非定常解析が必要となる。実機レベルの圧縮機の騒音解析を目的として、圧縮性流体の大規模非定常乱流解析を行った例は世界でも稀であり本研究がその先駆けとなる。

本研究では、単段遠心圧縮機モデルを計算対象として、粗い計算格子と細かい計算格子を用いたラージ・エディ・シミュレーション (LES) 解析を実施した。計算結果から圧縮機の性能評価や変動圧力分布の評価を定量的に行い、実測に基づく値と詳細に比較した。また、粗い計算格子と細かい計算格子の結果を比較し、圧縮性 LES 解析における計算格子依存性も検討した。

キーワード： 騒音、共鳴、遠心圧縮機、圧力変動、ラージ・エディ・シミュレーション

## 1. はじめに

プロセス遠心圧縮機の構造例を図 1 に示す。プラントの心臓部として使用されるプロセス用圧縮機は高い信頼性と効率が要求される。高効率実現のための手段として羽根付ディフューザの使用が挙げられるが、羽根車の出口直後にこのようなディフューザを配置すると、大きな騒音を生じることがある。単段の圧縮機試験設備で、実験的に騒音発生現象を調べた結果、大きな騒音が発生するとき羽根付きディフューザ内に音響的な定在波と見られる圧力変動が計測されたことが報告されている。解析的な騒音発生現象の検討では、ディフューザ羽根と羽根車の羽根枚数の組合せによる調和振動的な加振力と羽根車前後にあるケーシングとの平面空間の音響固有値との共鳴現象が大きな騒音発生に関係

していることが報告されている<sup>1) 2)</sup>。

しかし、このような共鳴現象の解明のために、圧縮機内部空間の流れや音の伝播を実験的に調べるのは容易でない。一方、これまでの解析的な騒音現象解明では、羽根車の回転や高速の流れを無視しており、圧力変動の定量的な検討や予測ができるまでには至っていない。また、解析上圧縮機の運転回転速度内に音響固有値は複数存在するが、その中でどのようなモードで強い共鳴が生じるかについても明らかでない。

そこで、本研究では、ラージ・エディ・シミュレーション (LES) を用いて、圧縮性流れ場の大規模解析を行うことにより、圧縮機内部空間の流れを把握し、共鳴のメカニズムをより詳細に解明することを試みる。具体的には、大きな騒音が発生した運転回転速度とそうでない回転速度の流れ解析を行い比較する。また、羽根付きディフューザ流路の変動圧力分布を実験結果と比較する。

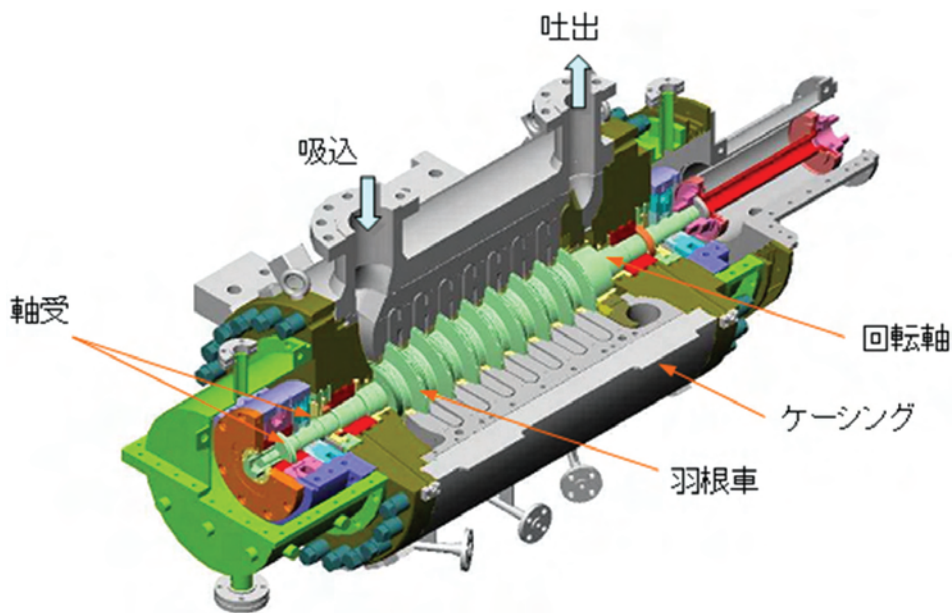


図1 プロセス用多段遠心圧縮機

## 2. 解析対象

工業プラント等で実際に使われている圧縮機は図1のような多段圧縮機であるが、今回は、図2に示す単段のモデル圧縮機について解析を行う。流れは入口配管を通り、インペラ、ディフューザで昇圧されリターンチャンネルを経て流出する。本解析では騒音が大きく共鳴が起きていると考えられる回転数 9240 [rpm] の場合 (共鳴点) と、騒音が小さい回転数 11400 [rpm] の場合 (非共鳴点) の計算を実施する。圧縮機運転点の流量係数は 0.07 である。圧縮機の主要諸元を表1にまとめる。

表1 圧縮機主要諸元

インペラ直径 [mm]	300
流量係数 [-]	0.07
回転数 [ $\text{min}^{-1}$ ]	9240、11400
レイノルズ数 [-]	$10^5$

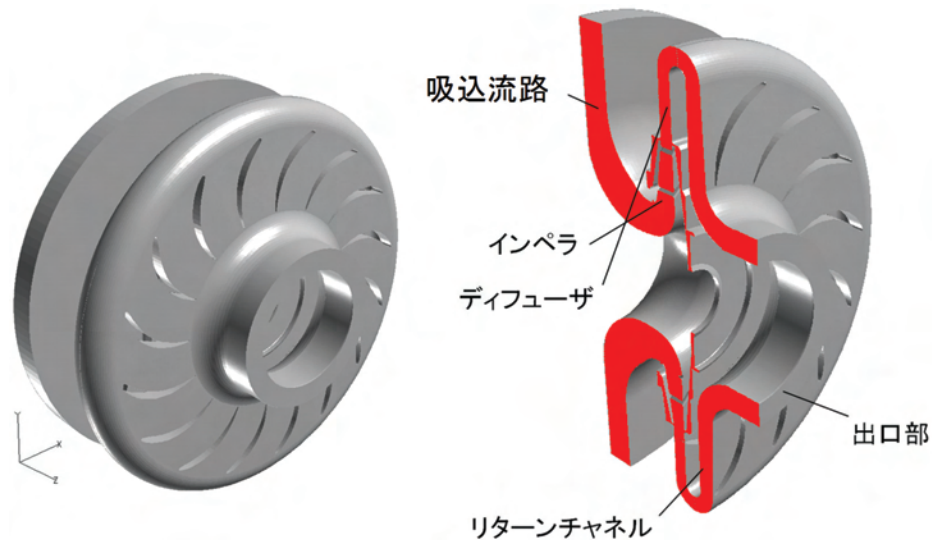


図2 単段圧縮機（左：解析領域全体図、右：断面形状）

### 3. 解析手法

#### 3.1. 計算手法

本研究では圧縮性流体解析コードとして、“文科省次世代 IT 基盤構築のための研究開発「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発<sup>3)</sup>」”で開発されたFrontFlow/redを元にアドバンスソフトで改良を加えた次世代流体解析ソフトウェアAdvance/FrontFlow/redを使用した。基礎方程式は、圧縮性ナビエ-ストークス方程式である。非定常乱流の解析手法は、ラージ・エディ・シミュレーション（LES）を用いている。運動方程式の解法に Adams-Moulton 法を選択し、時間、空間とも2次精度の解析を行った。また、本解析のために圧縮性流体解析アルゴリズムならびにスライディング境界処理を開発し、地球シミュレータ向けにFrontFlow/redのチューニングを行った。ベンチマーク結果ではベクトル化率97.67%、並列化率99.31%を実現した。

#### 3.2. 計算格子および計算条件

表2に、解析領域の格子点数を示す。格子はすべて六面体要素で構成されている。細かい計算格子の場合インペラ翼1枚当たりの要素数は約10万要素とし、翼面上の乱流境界層を解像するのに厳しいにしても翼面近傍の格子幅をできるだけ細かくして乱流渦の解像度を高めた。

回転するインペラの両側には静止壁と接する空間（側面空間）が存在するが、この空間も共鳴に関係する空間と考え、解析領域に含めた。解像度が異なる計算格子を2種類用意し、それぞれを用いて回転数を変えた場合の解析を2種類行う。作動流体は空気とし、壁表面の境界条件は滑り無しとした。流入条件は質量流量一定、流出条件は圧力一定とし、実験条件と合わせた。

表2 計算格子

格子解像度	要素数
粗い場合	90万
細かい場合	450万



## 4. 解析結果

### 4.1 格子解像度による流れ場の差異

回転数  $11400 \text{ [min}^{-1}]$  の場合に、流れ場が十分に定常状態となった時刻での速度と圧力の瞬時分布を図3、4に示す。どちらもインペラ-ディフューザ間の流れ場を見たものである。格子数が細かい場合と粗い場合で結果を比較する。図3の速度分布からはディフューザ翼での剥離流れに明らかな違いが見られる。

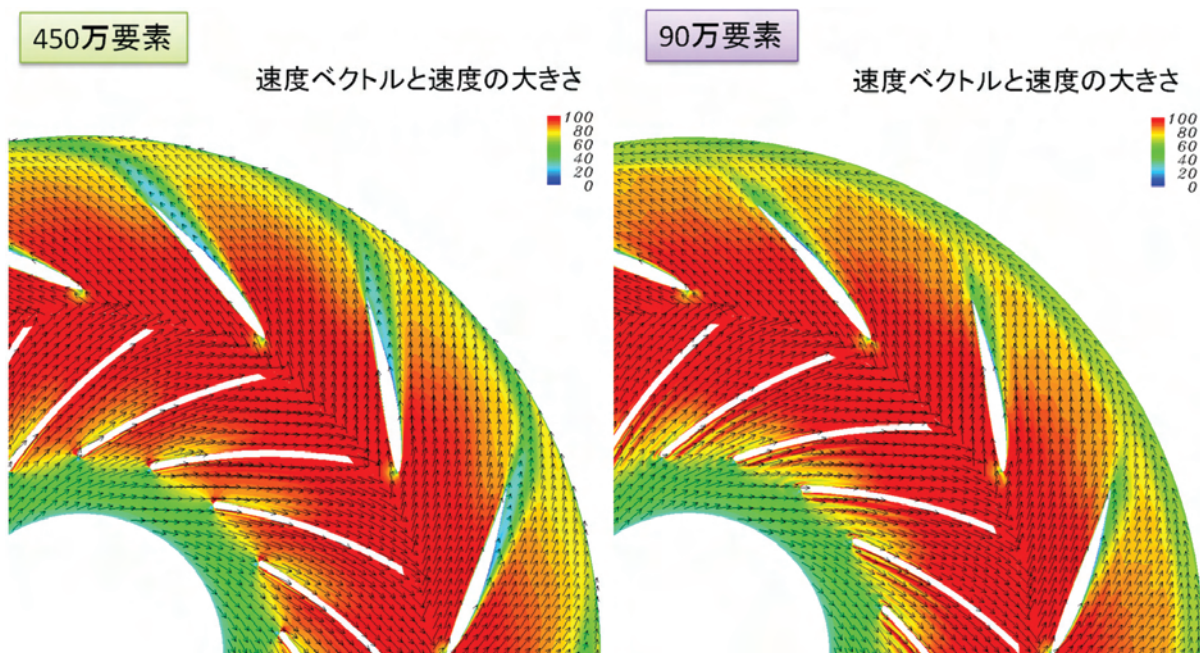


図3 インペラ-ディフューザ間の速度分布（回転数  $11400 \text{ [min}^{-1}]$  の場合）左：450万要素、右：90万要素

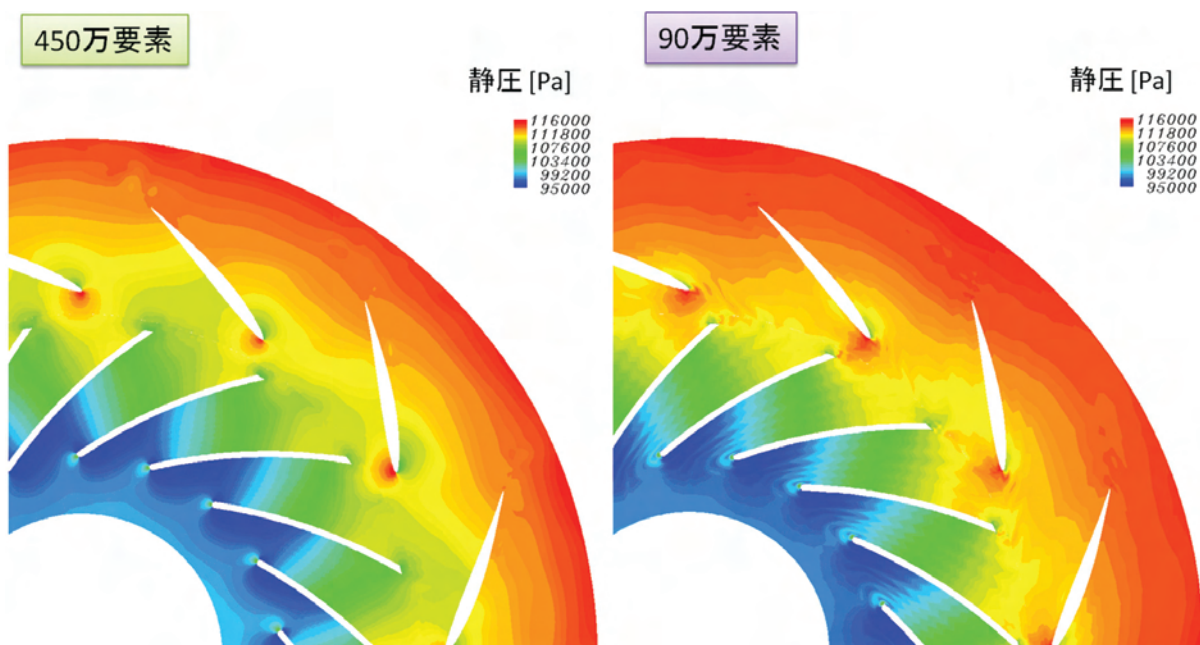


図4 インペラ-ディフューザ間の静圧分布（回転数  $11400 \text{ [min}^{-1}]$  の場合）左：450万要素、右：90万要素

図4の静圧分布には、粗い格子の場合にコンターが格子の影響を受けて斑模様になっている。それは特にインペラ翼の前縁に顕著に現れている。細かい格子の場合にはこのような傾向は見られない。回転数が9240 [min<sup>-1</sup>]であっても同様の結果となることから、格子解像度が流れ場の性質を変化させていることが分かる。LES解析では、空間格子スケール以上の渦を直接解き、空間格子以下の大きさの渦をモデル化する。そのため、一般的に格子解像度が高い計算格子を用いた方が実際の流れ場に近い、良い結果が得られるはずである。

#### 4.2 圧縮機の特特性曲線

次に解析結果から求められる特性曲線を、実験結果と比較する。特性は圧力係数（理論ヘッド） $\tau$ 、圧力係数（断熱ヘッド） $\Psi$ 、効率 $\eta_{ad}$ で評価する。それぞれ以下の式から計算される。

$$H_{th} = \frac{1}{g} C_p (T_{out} - T_{in}) \quad \tau = gH_{th} / U_2^2 \quad (4.1)$$

$$H_{ad} = \frac{1}{g} \frac{\kappa}{\kappa - 1} RT_{in} \left[ \left( \frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right] \quad \Psi = gH_{ad} / U_2^2 \quad (4.2)$$

$$\eta_{ad} = \frac{H_{ad}}{H_{th}} \quad (4.3)$$

ここで $g$ は重力加速度、 $C_p$ は定圧比熱、 $\kappa$ は比熱比、 $R$ は気体定数、 $T_{in}$  ( $T_{out}$ )はインペラ流路入口（出口）の全温、 $P_{in}$  ( $P_{out}$ )はインペラ流路入口（出口）の全圧、 $U_2$ はインペラ周速を表す。

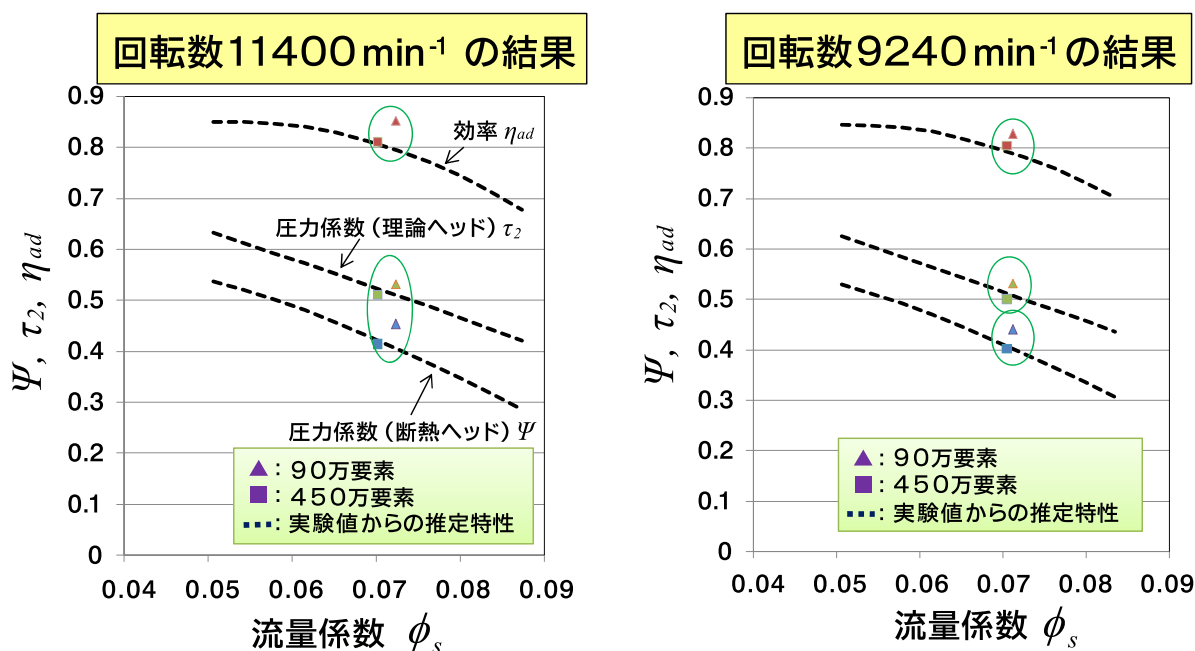


図5 特性曲線（解析結果と実験結果の比較）

左：回転数 11400 min<sup>-1</sup> の結果、右：回転数 9240 min<sup>-1</sup> の結果

図5に実験結果からの推定値（回転数  $19400 \text{ min}^{-1}$  の実験値と他の解析結果からの推定値）との比較を示す。今回の計算条件として選んだ回転数  $11400 \text{ [min}^{-1}]$  と  $9240 \text{ [min}^{-1}]$  の場合どちらも設計点であり、流量係数は  $0.07$  である。それぞれの図で、丸で囲ったところに計算結果から得られた値をプロットしている。90万要素よりも450万要素の結果の方が、推定値に近づいていることがわかる。

### 4.3 ディフューザ流路内の圧力変動

圧縮機の騒音レベルは圧縮機の回転数に依存して変化することが分かっている。実験で得られた結果からは、回転数  $11400 \text{ [min}^{-1}]$ （非共鳴点）の場合に比べて  $9240 \text{ [min}^{-1}]$ （共鳴点）の方が騒音レベルは高くなっている。このとき支配的な周波数成分は翼通過周波数(BPF)である。解析では、ディフューザ流路内の測定位置での圧力変動の時系列データを記録し、周波数解析を実施した。

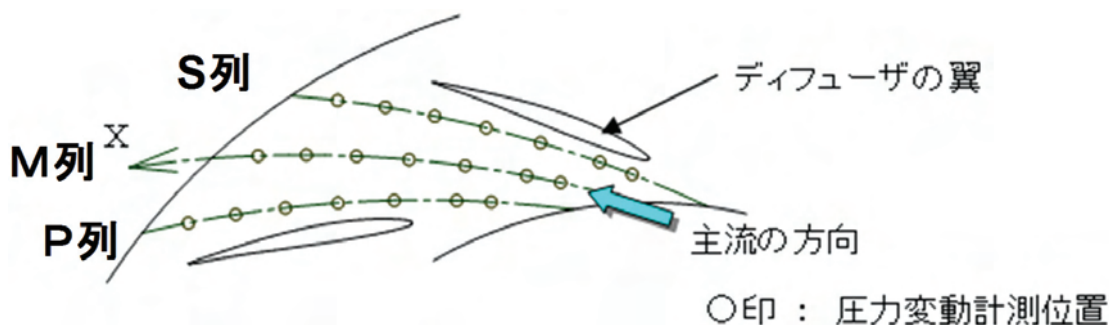


図6 圧力変動の観測点

観測点から1点（図6のP列の最も内側の点）を選び、そこでの圧力スペクトルを求めた結果が図7である。回転数  $9240 \text{ [min}^{-1}]$  の場合のBPFは  $2618 \text{ [Hz]}$  であり、回転数  $11400 \text{ [min}^{-1}]$  の場合のBPFは  $3230 \text{ [Hz]}$  である。計算格子規模に関わらず、BPF成分とその高調波成分で圧力変動のピークが現れているのがわかる。これらのピークは、インペラの動翼とディフューザの静翼の干渉により生じたものである。450万要素回転数  $11400 \text{ min}^{-1}$  の場合に、BPFよりも低い周波数成分で振動していることや  $9240 \text{ min}^{-1}$  の場合に比べ全体的に振動が少ないこと、ピークがシャープでなくなることは、いずれも低周波部分で顕著に起こっていることから十分な時間量のデータが取れていないことに起因していると考えられる。

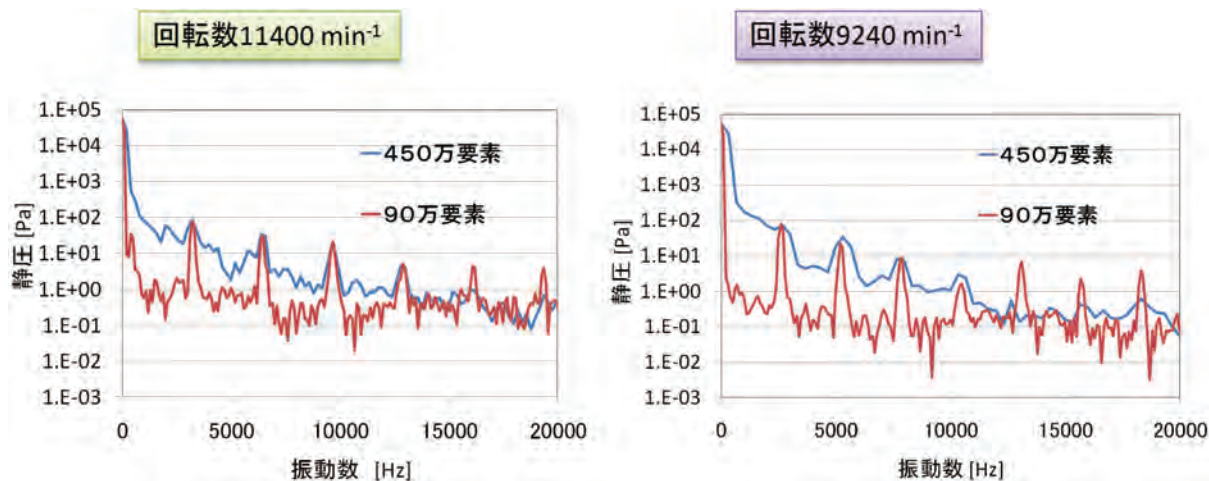


図7 ディフューザ流路内の圧力変動スペクトル、左：回転数  $11400 \text{ min}^{-1}$ 、右：回転数  $9240 \text{ min}^{-1}$



ディフューザ流路内の測定位置各点で、図7に示すような圧力スペクトルを求めてBPF成分の振幅の大きさをまとめた結果が図8である。図6にあるように、今の場合流路内に流れに沿って3つの列を設けている。それぞれM列、P列、S列であり、図8では色の違いで区別している。図8の横軸は、ディフューザ入口基準位置からのM列の流れ方向距離をとっている。P列、S列の観測点は法線方向のM列流線上に射影している。90万要素も450万要素の場合も、 $9240 \text{ min}^{-1}$ の共鳴点では2つのピークを持つ分布になっているのが分かるが、 $11400 \text{ min}^{-1}$ の非共鳴点ではこのようなピークは見られず定性的に妥当な結果であると考えられる。この共鳴点での波形は450万要素の方が鮮明に出ており、圧力値精度向上の結果であると言える。しかし実験値と比較すると本結果がやや過少評価している傾向がある（実験値のピークの山は変動値が0.02程度）。

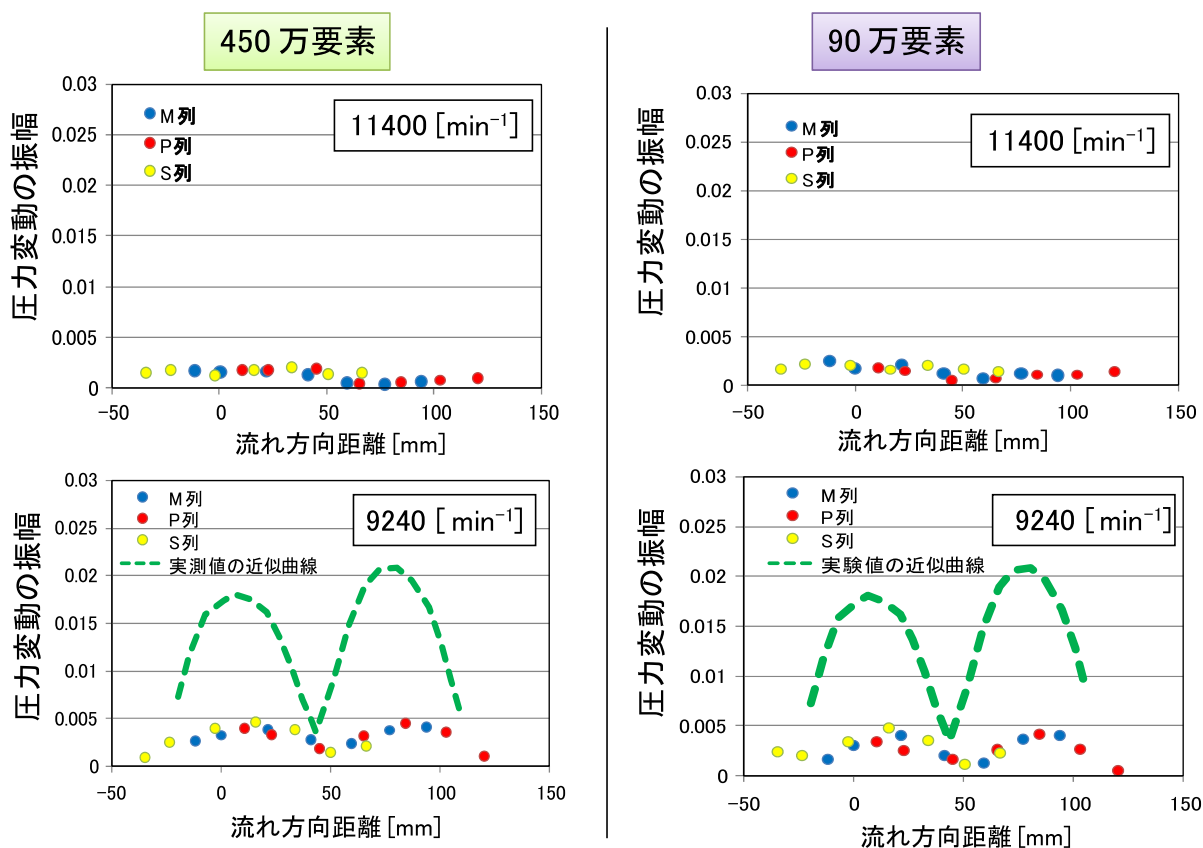


図8：ディフューザ流路内のBPF成分の振幅の分布、左：450万要素、右：90万要素

## 5. まとめ

本研究では、圧縮機における騒音の発生メカニズムを解明することを目的に大規模なラージ・エディ・シミュレーション解析を行った。粗い計算格子（90万要素）と細かい計算格子（450万要素）を用いて共鳴点と非共鳴点の計算を行い、圧縮機のパフォーマンス評価、流れ場の格子依存性、ディフューザ流路での圧力変動の検討を行った。

解析の結果、粗い計算格子の場合であっても圧縮機のパフォーマンス曲線はある程度精度良く評価でき、細かい格子の場合はより精度の高い評価ができることが示唆された。騒音の特徴についても同様なことが言える。細かい格子により流れ場の予測精度も向上するが、圧力スペクトルは実験値を再現するまでの精度は得られなかった。

今後の課題として、計算コード自体の速度向上を行うことで計算格子規模をさらに大きくし、騒音解析のための十分な計算精度を確保することがあげられる。

## 謝 辞

計算コード FrontFlow/red は文部科学省次世代 IT 基盤構築のための研究開発「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」プロジェクトの一環として、東京大学生産技術研究所で開発されたものである。

地球シミュレータの利用に際しては、独立行政法人海洋研究開発機構 計算システム計画・運用部の平野哲 部長、北脇重宗 調査役、新宮哲 産業利用推進グループリーダーから、ご指導ご協力を頂いた。

ここに記して感謝の意を表す。

## 参考文献

- 1) 高野靖, 小林博美, “遠心圧縮機内部空間における共鳴現象の解明”, 日本音響学会 58 巻 4 号, pp.217-223, 2002.
- 2) 小林博美, 西田秀夫, 三浦治雄, 吉海寛人, “遠心圧縮機の騒音に関する研究 (第 1 報、ディフューザの羽根の影響)”, 日本機械学会論文集 (B 編) 62 巻 598 号, 1996.
- 3) 文部科学省次世代 IT 基盤構築のための研究開発「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」ホームページ、<http://www.ciiss.iis.u-tokyo.ac.jp/rss21/index.html>