

遠心圧縮機翼列の非定常数値解析 (複数プロセッサグループによる高速化)

山根 敬

An Unsteady Simulation of Impeller and Diffuser in a Centrifugal Compressor

by

Takashi YAMANE

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

An unsteady Navier-Stokes solver for cascade flow problems, which was developed on the Numerical Wind Tunnel (NWT) system, has been modified for further faster calculation speed. The new code uses multiple processor groups for multiple calculation regions thus 70 times faster speed has been obtained by 120 PEs consisting of five 24-PE groups.

1. 緒 言

遠心圧縮機インペラーから放出されるウエークがベンドディフューザとの干渉領域の流れ場に及ぼす影響を調べるために動翼と静翼の非定常粘性数値解析を行ってきたが、これはターボ機械の翼列流れ解析の中でももっとも計算時間を必要とするテーマの一つである。しかし数値風洞の導入はその問題を解決した。数値風洞では一つの要素計算機 (PE) のみを使う場合は従来の VP シリーズ用に開発したプログラムがそのまま動くため、パラメトリックに条件を変えた計算を同時にいくつも実行することができ、1PE ではメモリが不足する場合や1ケースをより速く計算したいときはプログラムを並列処理できるように改造することで、同時に複数の PE を利用して多くのメモリを利用でき、また計算速度も向上する。

筆者は一つの翼ピッチ内の計算を並列処理すること

*航空宇宙技術研究所

で計算の高速化を計り、16PE を使用して約 11 倍の速度比を得たり。そののち使用台数を 24 に増やして約 16 倍の速度を得たが、48 ないし 49 のメッシュを 24PE で分割していたため 1PE あたりのメッシュ数は 2 となり、これ以上台数を増やしても効率よい高速化は見込めなかった。一方で並列化したプログラムは一翼列の問題にも多翼列問題にも利用できるように、一領域内の計算は高速に処理できるものの、多領域の場合には領域毎に逐次処理を行っていた。主たる目的としていた遠心圧縮機の非定常解析では動翼 2 ピッチ、静翼 3 ピッチの合計 5 計算領域を必要とするので、プログラムを 5 領域問題に特化させてそれぞれの領域に最大 24PE のプロセッサグループを割り当てれば合計 120PE を使うことができ、現在の数値風洞の最大計算能力 (140PE) の 85% を利用できることになる。

問題としている遠心圧縮機流れ場の計算については 1 領域内のみの高速化でも十分実用的ではあったが、複数プロセッサグループを利用した多領域解析の高速化

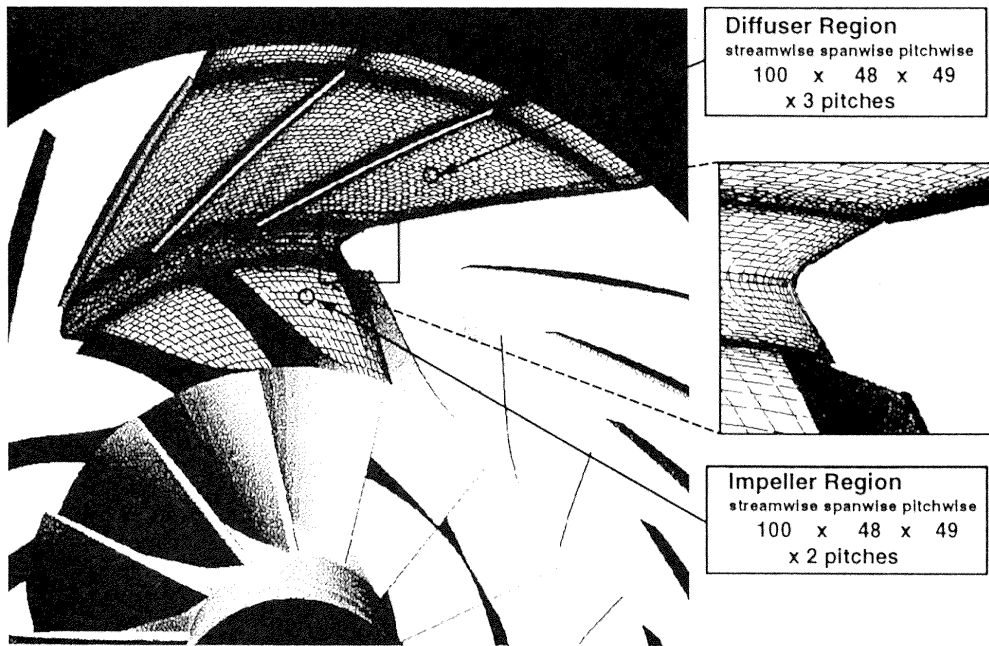


図 1: 遠心圧縮機計算格子

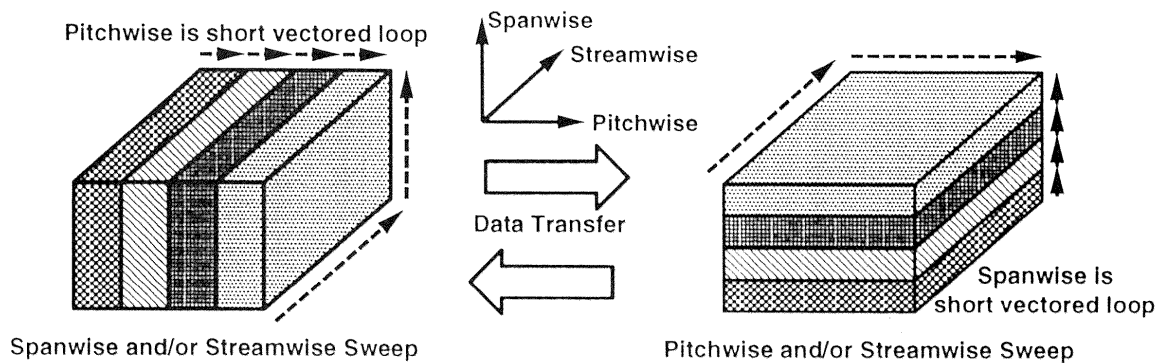


図 2: 計算空間分割の概念図

は、一翼列の全周計算から多段翼列まで様々な翼列形態の解析へ発展させることが可能である。本報告では第 1 段階として 1 領域内の並列処理を実現している解析コードを多領域問題へ拡張した結果について報告する。

2. 数値解法と並列化手法

図 1 に計算対象とした遠心圧縮機の計算格子を示す。数値解法には、Chakravarthy-Osher の TVD 法を基本に、流束制限関数に Differentiable limiter を使用する手法を用いた。また、時間積分には LU-ADI 法を用いた。乱流粘性には Baldwin-Lomax の代数モデルを使

用している。

格子点数はインペラー、ディフューザともに翼間 1 ピッチあたり $100 \times 48 \times 49$ であり、インペラーとディフューザの接続部では 1 格子分重ね合わせて、1 タイムステップ毎に値をやりとりする。定常解析の場合はピッチ間平均した値を相対系一絶対系の変換をして相互に渡すため、翼枚数にかかわらず計算にはインペラー・ディフューザともに 1 ピッチあれば十分であるが、非定常計算ではインペラーの回転に伴って周方向の格子点は移動するので最寄りの格子点の値から補間する。本研究ではインペラー翼 14 枚、ディフューザ翼 21 枚のモデルについて解析を行なったので、非定

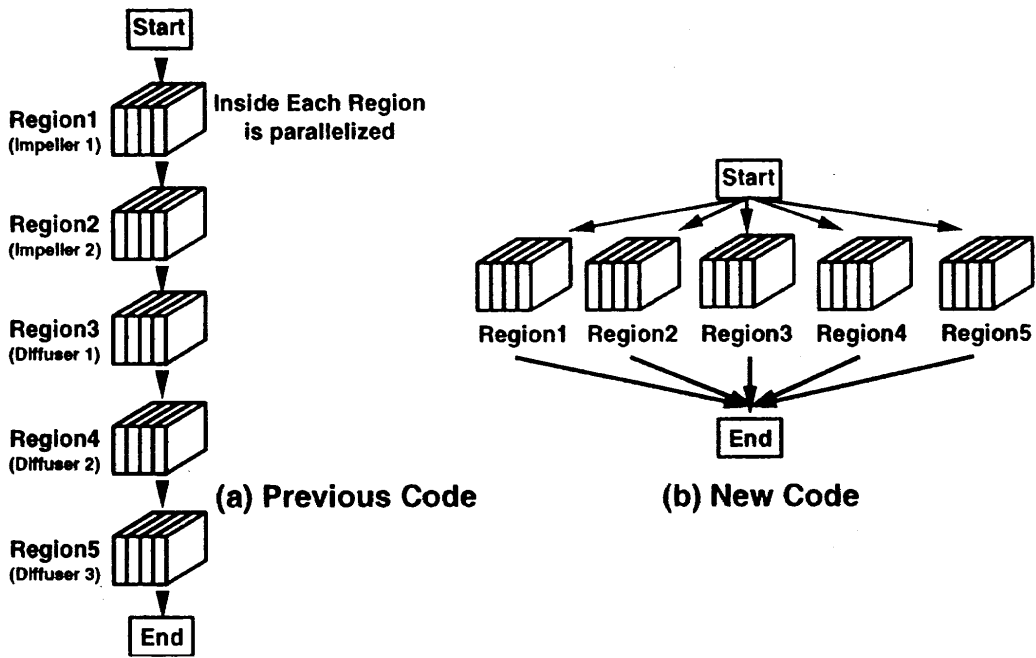


図 3: 複数プロセッサグループによる多領域計算の概念

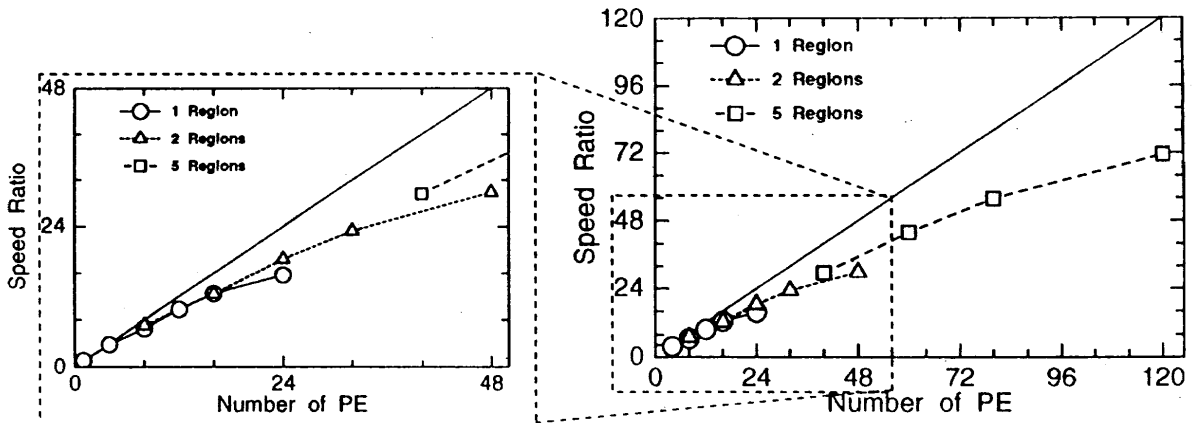


図 4: 計算速度比

常計算に実際に必要な領域は少なくともインペラー 2 ピッチ、ディフューザ 3 ピッチである。したがって全計算領域は 5 つとなり、もともとのプログラムでは各領域を順に計算した後境界条件の処理で接続した。第 1 段階の並列化ではこの手順はそのままに各領域内の計算を複数プロセッサで高速化することが目標となった¹⁾。

数値風洞でプログラミングを行う上で留意しなければならないのは、ベクトルプロセッサの集合体である

という点である。今回改造する前のプログラムは 1 計算領域内を図 2 左に示したよう翼ピッチ方向に使用 PE 台数で分割している。この状態では流れ方向と翼スパン方向の DO ループは繰り返し回数が多いのでベクトル化効率が良いが、翼ピッチ方向では使用 PE 台数に分割されるので並列処理で速くてもベクトル効率の低下で計算速度が損なわれてしまう。これを避ける方法が分割の切り替えで、図 2 右のように翼スパン方向に分割した変数を別に用意してこちらを使えば翼ピッ

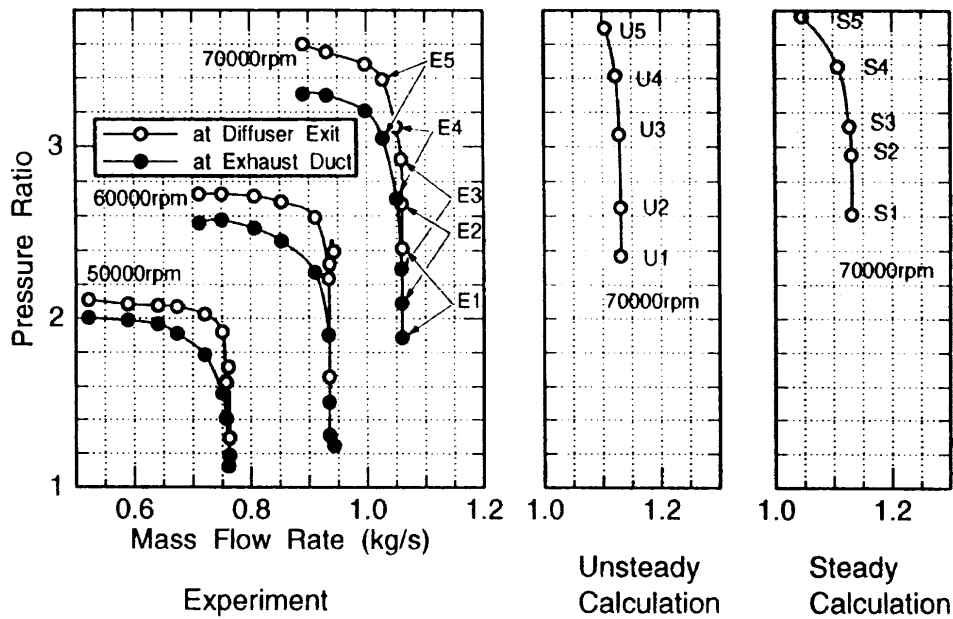


図 5: モデル遠心圧縮機の特徴

チ方向の DO ループもベクトル性能を損なわずに計算できる。ただし 1 つの配列に対して 2 つの分割方法の変数を用意しなければならないのでメモリが 2 倍必要になる。また 2 つの配列変数間でのデータ転送に時間を要するが、そのための専用命令を使って高速転送できることと、転送作業中も PE は他の処理を行えるのでデータ転送による待ち時間を減らすことが可能である。この手法により、1 領域の計算速度は最大 24PE 使用した場合、1PE の約 16 倍となった。

このようにして並列化されたプログラムは、1 翼列の流れ解析から、本来の目的の遠心圧縮機の非定常解析までを、一律に最大 16 倍に加速することができたわけだが、複数領域の計算では各領域を一つのプロセッサグループで逐次処理していた (図 3(a))。この部分をさらに高速化したのが今回の改造点である。具体的なアルゴリズムはきわめて単純で、図 3(a) の逐次処理のかわりに最初から領域数だけ PE のグループを用意して領域内を並列処理しつつ各領域も並列処理するものであるが (図 3(b))、実際のプログラミングにおいては境界条件など領域にまたがる処理がさらに複雑になった。

図 4 は実際に遠心圧縮機翼列の流れ場を解いたとき

の 1 格子点あたりの計算速度を 1PE の場合と比較したもので、第 1 段階で開発した 1 プロセッサグループを使用した場合、2 グループで定常解析を行った場合、5 グループで非定常解析をした場合の 3 通りについてプロットした。いずれのケースも 1 領域内で使う PE 台数が増加するにつれて加速効率が悪化しているが、2 プロセッサグループに拡張した場合で 1 グループの計算速度に対して約 1.9 倍、5 グループの場合で約 4.4 倍加速され、最大 120PE で約 70 倍の速度比を得た。本来の目的である遠心圧縮機の解析においては、第 1 段階の 1 グループ用プログラムでは最小 8PE から 24PE、今回改良した 5 グループ用プログラムでは 40PE から 120PE まで様々な PE 台数の組み合わせで実行できかつ同じ結果が得られることが確認できたので、ジョブの混雑状況に応じて機動的に使用 PE 台数を選択できるようになった。

この解析コードを応用すれば、現在解いている遠心圧縮機流れ場のみならず、ファン翼列の全周計算や多段圧縮機の定常段解析までも、通常のベクトル計算機で翼列 1 ピッチの流れ場を計算するのに必要とする時間と同等あるいはより短い時間で可能である。

3. 結果

対象の遠心圧縮機の流量に対する圧縮比の特性は実験結果によると図5の左のようになる。圧縮比は排気ダクトとディフューザ翼直後の2個所で測定した全圧を基にしているが、圧力損失のため排気ダクトでの値はディフューザ直後より小さい。数値解析では回転数7000rpmでディフューザ出口での静圧を変化させて定常解析を行い(図5右)、それを初期値として非定常解析を行った(図5中)。図のU5の計算点より圧力比を上げると流出境界の流れが不安定になり計算が進まないため、この点付近が数値解析の限界で実験における圧縮比の限界に近くなっているが、流量が減少する作動点までは計算できなかったのが残念である。なお、一般的に流量が計算では実験より10%多くなっているが、これは実験において圧縮機入り口に取りつけた長さ3mのダクトの影響を数値解析では考慮していないためと考えられる。

数値解析結果の詳細は多岐にわたるので²⁾、ここでは一例としてディフューザ部シュラウド壁面の静圧分布を実験による測定結果と比較する。回転数が高速であるため実験結果は時間平均値であり、計算結果もそれに合わせて非定常解析結果のインペラー翼通過1周期分を平均してある。実験の作動点E2ではディフューザ翼列のスロート部分で流れがチョークしておりその直後の膨張波が見られる。対応する数値解析の作動点U1でも同様に膨張波が観察され、さらに下流で衝撃波も見られる。この衝撃波は圧力測定でははっきりしていないが、その理由は圧力測定孔の密度が低いためであり、この作動点で計算と同じ位置に衝撃波が発生していることはシュリーレン写真であきらかになっている。圧力比が上昇するにつれて衝撃波は上流に移動し、膨張波の領域も狭くなる様子が実験E3と計算U2でも同様に観察される。さらに圧縮比が高まると流れはもはやチョークせず、ディフューザ翼間でスムーズに圧力が上昇する様子が実験、計算の両方に全く同様に見られる(E4,E5およびU3,U4)。

4. まとめ

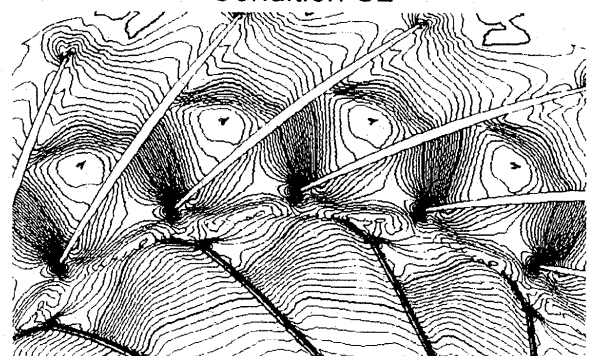
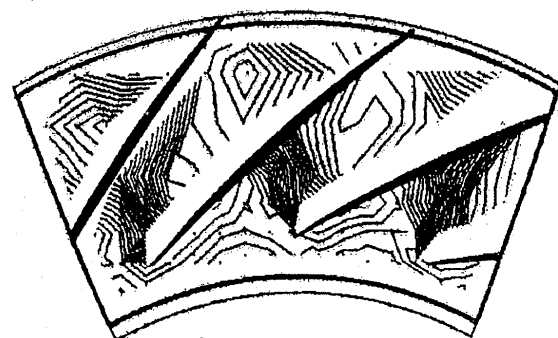
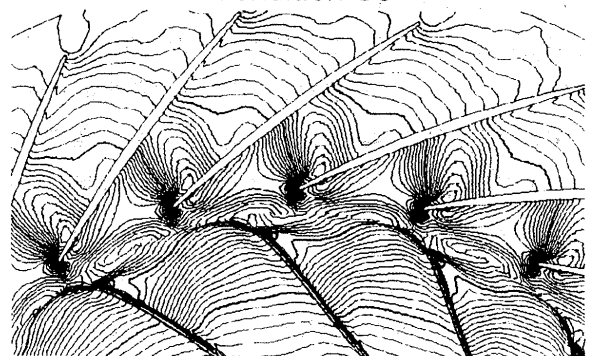
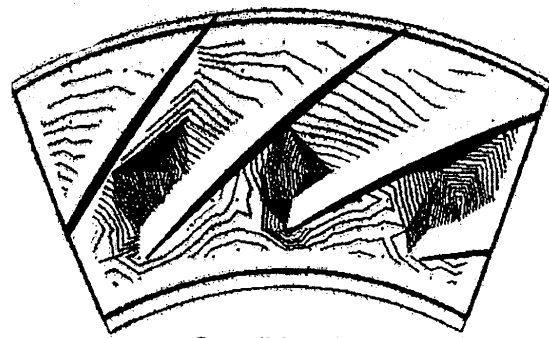
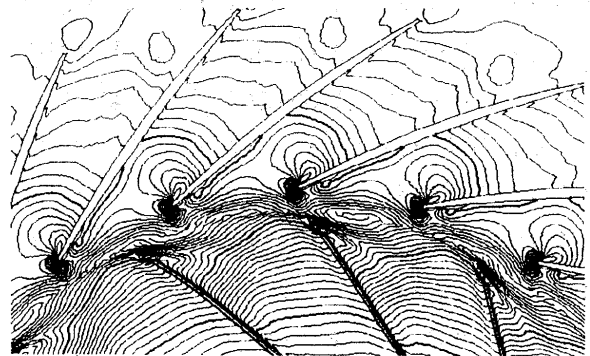
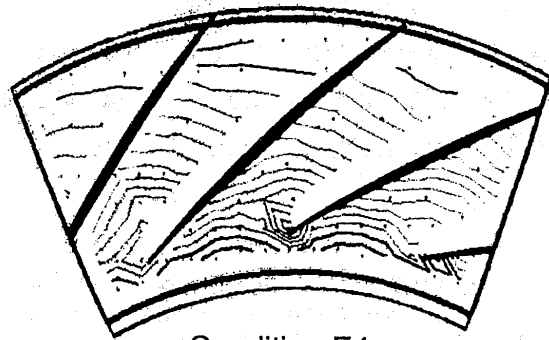
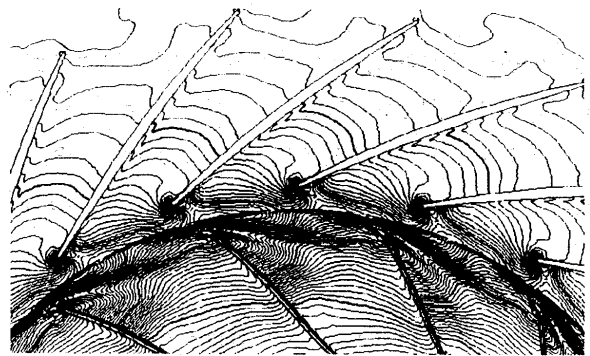
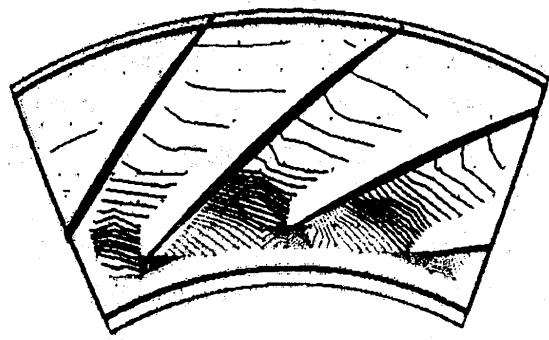
並列化の第1段階として1計算領域内の並列処理が既の実現している解析コードについて、複数PEグループを使用して複数計算領域問題でのさらなる高速化を計った。

完成したプログラムを5計算領域を必要とする遠心圧縮機の非定常動静翼干渉解析に用い、最大120PEを使用して1PEの約70倍の速度性能を得た。

これにより遠心圧縮機の非定常解析のような従来は非常に計算時間を必要とした問題についてもパラメトリックスタディーが容易になり、さらに翼列の全周計算や多段翼列の数値解析への道が開かれた。

参考文献

- 1) 山根 敬「数値風洞による遠心圧縮機インペラー/ディフューザ翼列の非定常数値解析」、第11回航空機計算空気力学シンポジウム論文集、NAL SP-27, 1994
- 2) Yamano, T., Fujita, H., Nagashima, T., "An Investigation of Impeller and Diffuser Interaction in a Transonic Centrifugal Compressor", 7th ISUAAT (International Symposium on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines), 1994



(a) Experiment

(b) Calculation (Time Averaged)

図 6: シュラウド壁面の圧力分布比較 (時間平均値)