

西澤敏雄*, 野崎理*, 中村孝*, 福田正大*
加藤昭史†, 助村俊一†, 川崎琢治†

On Development of CFD Platform for Blade Rows

T. Nishizawa*, O. Nozaki*, T. Nakamura*, M. Fukuda*
A. Kato†, S. Sukemura†, T. Kawasaki†

ABSTRACT

The present paper shows a CFD platform for blade rows, which realizes efficient engineering environment for aerodynamic designers of turbomachine for aircraft engines, ships and electric power plants. The platform consists of PC's, WS's and supercomputers on network. It provides graphic user interfaces on these computers to control the CFD programs, so that the designers can operate very easily their tasks such as generating the computational grids, calculating the flow, and analyzing/visualizing the computed results. It also has the functions to save/restore in the database such data as geometric profiles of blade rows, computed data of the flow, which data are necessary to compare the aerodynamic performance and estimate the design of blade row. In this paper, a prototype platform is demonstrated, which has been developed by the authors for two-dimensional blade rows. A flow solver for a multi-stage turbomachine is also developed with parallel computing library and incorporated in this platform.

1. はじめに

航空用ジェットエンジンや産業用ガスタービン等のターボ機械の空力設計・開発において、CFD技術の果たす役割はますます重要となっており、このために、より高精度で大規模な計算を可能とする内部流CFDプログラムの開発がCFD技術者によって進められ、そのような計算の実行例が数多く報告されている[1-4]。一方、内部流CFDの計算結果を評価し、これを反映したより高性能な翼列設計を行う技術は、空力設計技術者の経験や勘などに依存する面も未だ多いと思われる。特に、最近の高負荷・高効率を目指した多段翼列(図1)は安定作動範囲が非常に狭くなる性質があり、また安定作動限界の予測も難しいために、要求仕様を満足する設計に達するまでには繰り返し作業が必然的に多くなる傾向がある。最適化ソフトウェアや逆解法などによって、経験的ノウハウに依存しない効率的な設計技術を確立しようとする研究も盛んに行われているものの[5-10]、ターボ機械を構成する多段翼列について、空力設計のための実用ツールとして確立するまでには、未だ時間がかかると思われる。

このような状況において、内部流CFDを利用してターボ機械の高性能化を図るためには、今のところ順解法の計算作業を効率的に繰り返し実行できる仕組みが必要と考えられる。そして、CFD技術について経験の少ない空力設計技術者にも、高精度かつ大規模

な内部流CFDを簡便に利用できる環境を整備することが急務である。本研究は、このような環境を実現するための一つの方法として翼列空力解析プラットフォームを開発し、翼列設計システムとして解決すべき問題を検討しようとするものである。これまでに同様な効率化を目指した計算プラットフォームについていくつかの研究が始められているが、ターボ機械についての実用例はまだ少ない[11-13]。

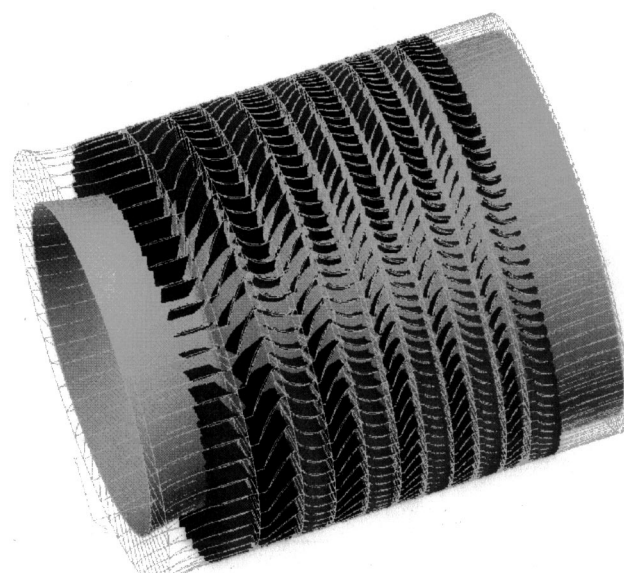


図1 多段圧縮機翼列

*航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory)

†富士総合研究所 (Fuji Research Institute Corporation)

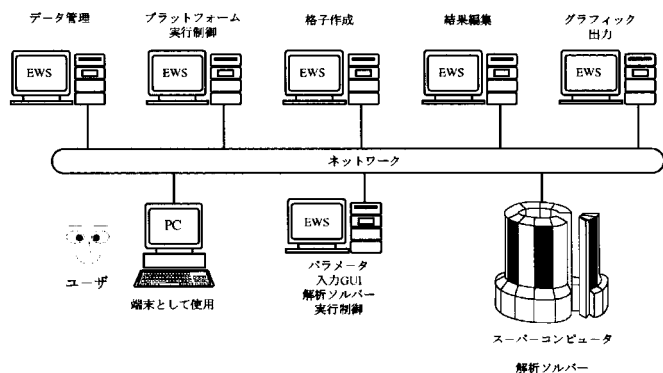


図2 プラットフォームの構成

2. プラットフォームの開発目標

ターボ機械の翼列空力設計のために必要となる内部流 CFD の作業としては、通常下記のようなものが行われる。

- (1) 翼列形状データの入力
- (2) 格子生成
- (3) 流れ解析
- (4) 流れ場の可視化
- (5) 翼列空力性能の計算・評価

評価の結果、翼列空力性能が設計仕様を満足しない場合には、翼列形状を変更し、上記手順を繰り返す。翼列空力性能としては、通常、流量、圧力上昇、効率などが扱われる。評価のためには、パラメトリックな条件を与えた流れ解析の結果を相互比較する作業や過去の設計データ・実験データ等との比較という作業も頻繁に行われる。

翼列空力解析プラットフォームの要件として、これらの一連の作業を全て、空力設計者などのユーザーが計算機上で操作できることが必須である。そのためには、各プログラムの入出力データを互いにリンクさせる情報管理が必要である。また、ユーザーが大型計算機センターに向く必要を無くし、通常利用されるパソコン（以下 PC）やワークステーション（以下 WS）などからスーパーコンピュータを遠隔操作したり、計算負荷の低い作業については WS に実行させたりできるように、ネットワークを利用したシステムの開発が必要である。そして、CFD の作業を効率的に進めるために、各プログラムの計算条件などの設定作業において、GUI を利用して操作性を高めることが必要である。また、パラメトリック計算の結果や実験データなどの比較作業を行うために、データベースを構築し、データの検索や引用を効率的に行うことができるシステムの開発が必要である。

3. プラットフォームの概要

上記の要件に沿うように新たに開発した本プラットフォーム（プロトタイプ）の概要を以下に示す。

本プラットフォームは、図2に示す様にネットワーク上にある WS や PC から構成され、格子生成や流れ

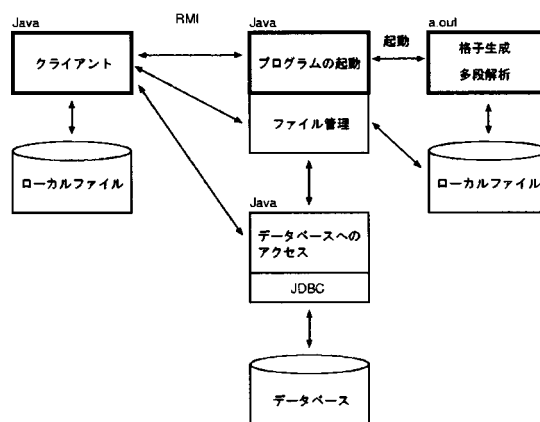


図3 実行制御・データファイルの流れ

解析などの計算プログラムを実行できる環境が各計算機（以下、実行ホスト）に予め設定されている。ユーザーは、適当な端末からこれらのプログラムを順番に選択し実行することによって、CFD 計算を一連の作業として操作することができる。設定された実行ホストや計算プログラムの情報は、データ管理用の計算機（データ管理ホスト）のデータベースに予め登録されており、ユーザーは登録リストの中から選択して実行することができる。ユーザーは自分の計算機を本プラットフォームの実行ホストとして登録し、そこで計算を実行させることも可能である。データベースには、計算プログラムの入出力として使われる翼形状データや計算格子データ、計算パラメータ、計算結果データなども登録することができる。これらのデータは互いにリンクした形で登録され、ユーザーは、自分の過去の作業履歴などを参照したり、計算実行時にそれらを再利用することも可能である。各計算プログラムと実行ホストを登録すると同時に、専用 GUI プログラムを登録する。この GUI プログラムは、計算に必要な入出力データの選択やプログラムの実行開始などを指示する簡単な形式のものである。以下に、本プラットフォームの詳細を示す。

図3は、本プラットフォームにおいて、実行ホストやデータ管理ホストに対する実行制御と入出力データの流れを模式的に表わしたものである。本プラットフォームでは実行制御のために Java 言語を用いる。バーチャルマシンの概念に則って構築された Java のライブラリによって、使用する計算機の機種に殆ど依存しない実行制御が可能である。図3において、クライアント、実行サーバ及びデータ管理サーバと記された部分が Java のプログラムである。クライアントは、GUI をディスプレイに表示してユーザーの操作を促し、その操作に応じて実行ホストに対しプログラムの起動を命令する。実行サーバは実行ホスト上で動くプログラムであり、クライアントの命令に応じて計算プログラム（図では a.out）を起動するとともに、計算の終了をクライアントに通知するという機能を持つ。また、クライアントは入出力データの情報を実行サーバに通知し、実行サーバはこれに応じて入出力

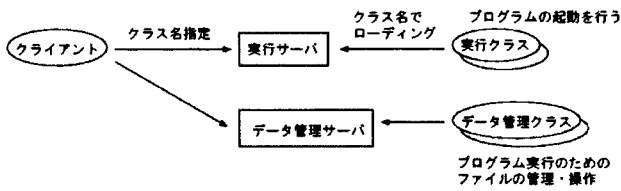


図4 Javaによる動的制御

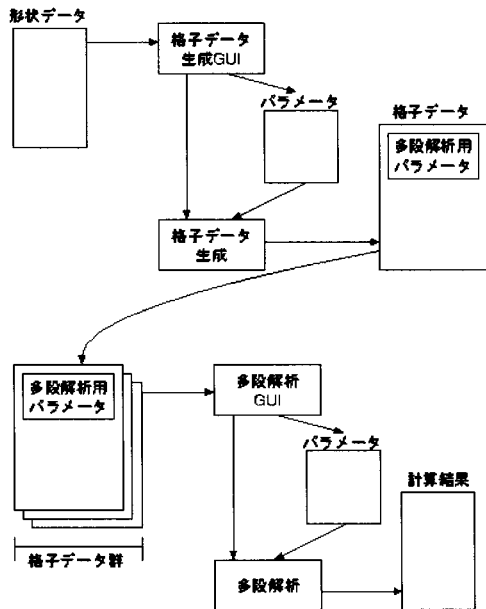


図5 多段翼列解析のプラットフォーム動作

を行う。データ管理ホストに登録されたデータを入出力する場合には、データ管理サーバに対してデータベースの検索を命令する。実行サーバやデータ管理サーバも、それぞれ必要に応じてGUIを表示する。

クライアント、実行サーバ、データ管理サーバの相互の通信には、JavaのRMI (Remote Machine Interface) という仕組みを用いる。実行サーバは実行ホスト上で予め起動され、クライアントからの命令を待機しており、必要な時だけプログラムを起動する部分を動的に取りこむ方式を採用。図4はこれを表わしており、クライアントはJava言語でクラスと呼ばれる部分の名前を指定し、実行サーバはそのクラス(図では実行クラス)を動的にロードし、プログラムの起動を行う。実行クラスは計算プログラム毎に用意されるものであり、この方式を用いることによって、計算プログラムの新規登録・変更などの設定が容易になる。データ管理サーバとの通信についても同様の方式を用いている。

図5は、多段翼列解析を行う時のプラットフォーム動作を表わしたものである。翼形状データが格子生成GUIにおいて指定され、格子生成パラメータとともに格子生成プログラムの入力データとなる。各翼列について計算された格子データは、多段翼列解析のGUIにおいて入力データ群として指定され、流れ解析パラ

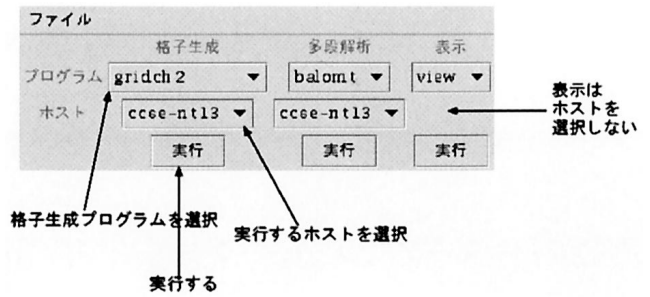


図6 クライアントGUI

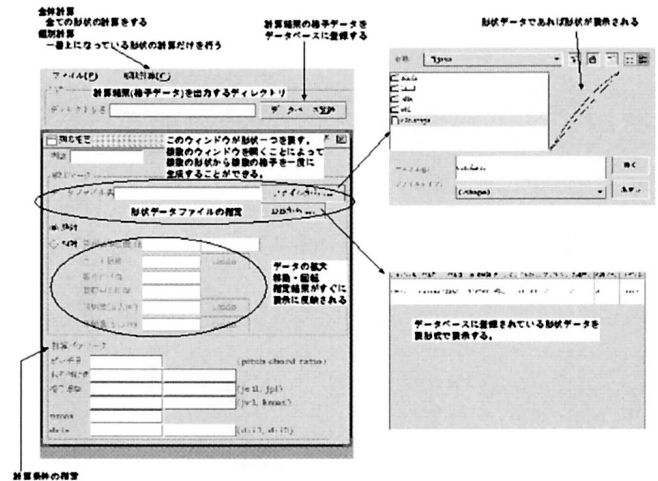


図7 格子生成GUI

メータとともに流れ解析プログラムに入力され、計算結果が出力される。なお、この図では結果表示の操作については省略されている。

図6は、クライアントが表示するGUIを示している。ユーザーは、格子生成、多段解析、結果表示のそれぞれについて、実行プログラムや実行ホストをプルダウン形式のメニューから選択・指定し、実行ボタンを押す。これによって、前述のように各計算プログラムに対応した実行クラスが、実行サーバに動的にロードされる仕組みになっている。例えば格子生成の実行クラスをロードした場合、実行サーバは図7に示すようなGUIを表示する。

図7の実行クラスが持つ機能は下記のようなものである。左側のウィンドウは、(a)翼形状データをローカルファイルやデータベースから検索・選択する部分、(b)翼を翼列に配置するためのパラメータ(コード長、ピッチ長、取付け角、周方向・軸方向取付け位置)を指定する部分、(c)格子生成パラメータ(格子点数、格子間隔)を指定する部分、(d)格子生成プログラムを起動する部分、(e)格子データの保存や登録を指示する部分から構成される。翼形状データ選択部において、ローカルファイルを選ぶと右上のウィンドウが表れ、ファイル名に対応する翼形状が表示される。データベースを選ぶと右上のウィンドウが表れ、データベースの登録リストと個々のデータの簡易情報が表示され、ユ

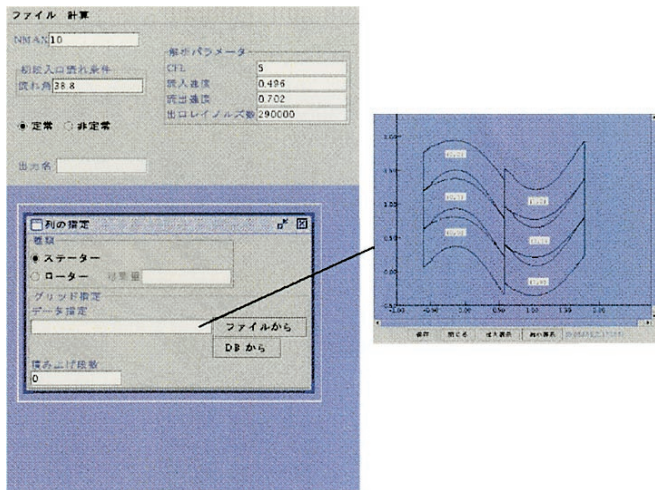


図8 多段翼列解析GUI

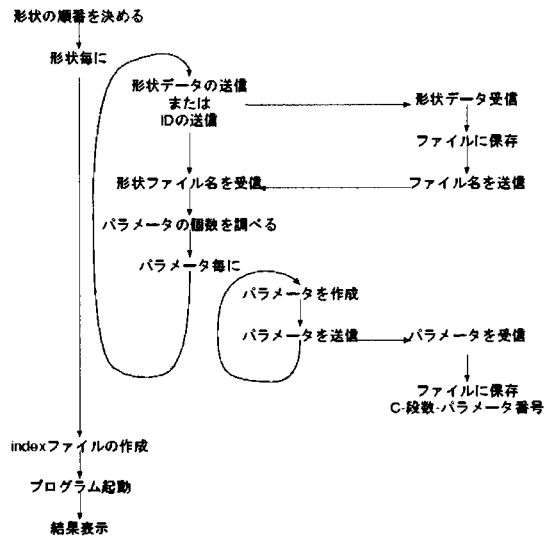


図10 パラメトリック計算機能

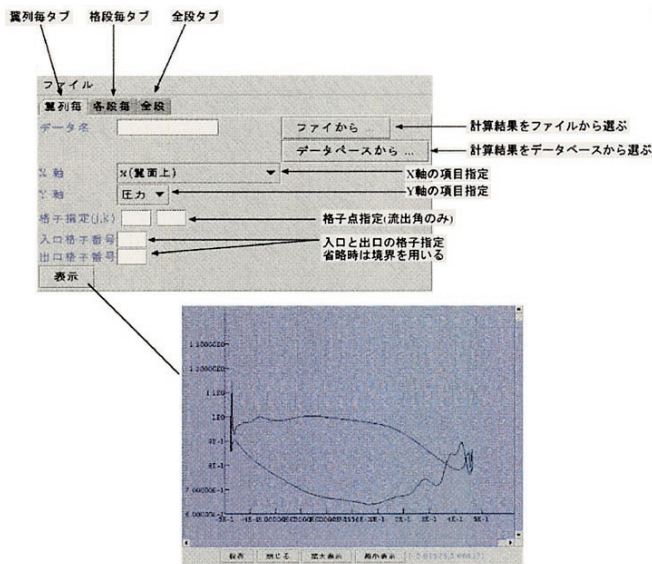


図9 結果表示GUI

ユーザーの選択を容易にしている。プログラム起動部分では、翼列毎に格子生成するだけでなく、多段翼列全体について一括して実行命令する機能も含まれている。現在のプロトタイプでは、一括命令に対して内部で自動的に逐次処理しているが、並列化ライブラリ(MPIなど)を利用し、複数の計算機に並列処理させて高速化を計ることも可能であり、変更は比較的容易である。

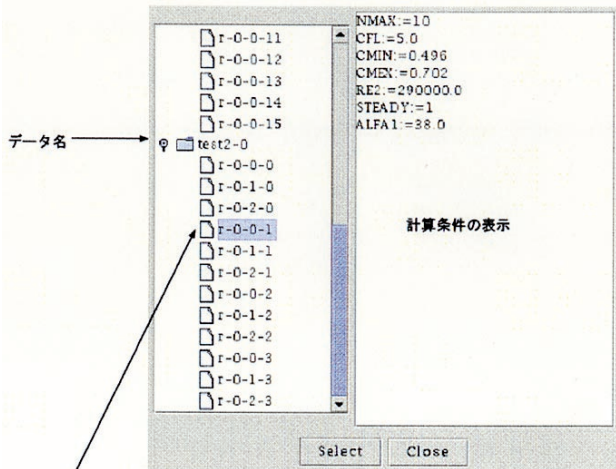
図8は、多段翼列流れ解析について実行サーバが表示するGUIを示す。左のウィンドウでは、流れ解析のパラメータ(上流境界条件, 下流境界条件, レイノルズ数, 計算ステップ数など)を入力する部分, 各翼列について計算格子データを指定する部分, 計算結果を保存・登録する部分からなる。パラメータ入力部では、境界条件についてパラメトリックに指定することができる(詳細は後述)。また、定常解析か非定常解析かのオプションを選択することもできる。格子データ指定部では、動翼・静翼の区別とともに、計算領域

に含める周方向のピッチ数や動翼回転数に相当する移動速度を指定する。計算格子データを指定すると、右側のウィンドウに示すように、多段翼列の計算領域や格子分布が表示され、ユーザーによる事前のチェックを容易にしている。

図9は、計算結果表示の操作を行ったときのGUIを示す。上のウィンドウは、計算結果をローカルファイルやデータベースから検索・選択する部分、表示するグラフの種類や表示する物理量などを指定する部分からなる。本プラットフォームでは、物理量として、翼列出口における圧力上昇, 全圧損失, 効率, 流れ角や、翼面に沿う圧力分布(図9下)などを表示することができる。また、翼列空力性能は、翼列ごと、動静翼列の一段ごと、あるいは多段翼列全体について計算することができ、表示する際に選択する。

翼列設計において最適値を見つけるための繰り返し作業が必須になるが、様々な形状データや様々な作動状態の流れ解析に対応するパラメトリック計算を効率的に行うことができるように、パラメトリック計算の設定や実行を一括命令する機能をクライアントに持たせた。図10は、複数の形状データと複数の格子パラメータについて、格子生成を実行する場合のプラットフォームの動作を示したものである。計算の結果はパラメータ毎に番号付けしたファイルに保存され、データベースに保存される(図11参照)。この番号付けによって、パラメトリック計算の結果はお互いにリンクした形式で検索・参照することが可能となっている。また、パラメトリック計算の結果を同時に図示できる機能を持たせ、最適値を容易に確認できるようにした(図12参照)。

図13は、本プラットフォームのデータベースの計算結果データを管理するための操作画面を示したものである。プラットフォーム操作時にデータの選択や登録が必要な場合には、専用のGUIが自動的に表示され、それに応じて操作することができるが、データベースの登録・検索など、管理にかかわる処理を行う



解析結果
r-列番号-積み上げ番号-パラメトリック計算番号

図 11 パラメトリック計算結果のデータリンク

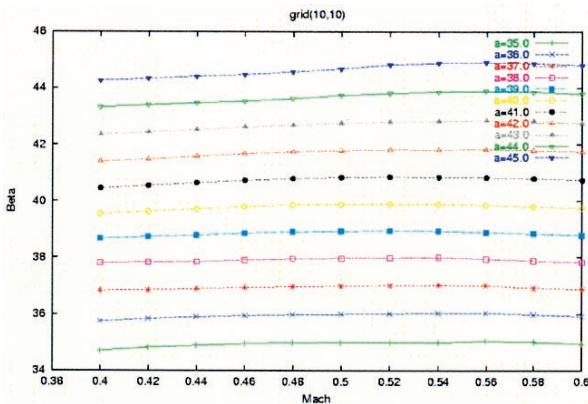


図 12 パラメトリック計算結果の出力例

ために図のような手段を用意した。管理用データベースには、ネットワーク上の計算機からパソコンのブラウザ（閲覧ソフトウェア）を利用して簡単にアクセスすることができる。他のデータベース、例えば計算プログラムや実行ホストなどの登録や検索を行う場合についても、同様なアクセス方法で操作することができる（図 14 参照）。

3. 多段翼列の並列解析プログラム

本プラットフォームでは、多段翼列解析に差分法による流れ解析プログラムを利用しているが、その並列化の方法として、翼列を1ピッチずつ領域分割し、それぞれの計算を1プロセスずつに割り当てるといった方法を取った（図 15 参照）。多段翼列では、周方向に隣合うピッチの解だけでなく、上流側・下流側の翼列の解も互いに独立ではない。したがって、並列化に際して、領域間の境界では物理量の接続を行って解を収束させることが必要である。ここでは図 16 に示すような「仮想節点」という考え方をを用いた。即ち、領域分割に合わせて互いに隣接するように計算格子ファイルを作っておくと（図 15 の太線部分）、各ファイルの

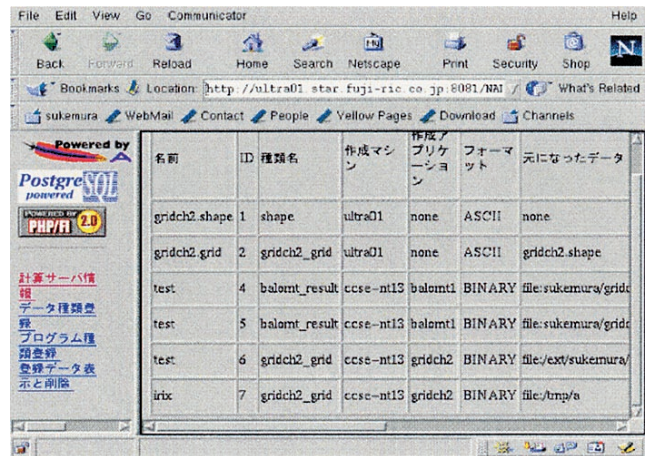


図 13 計算データの登録・検索画面

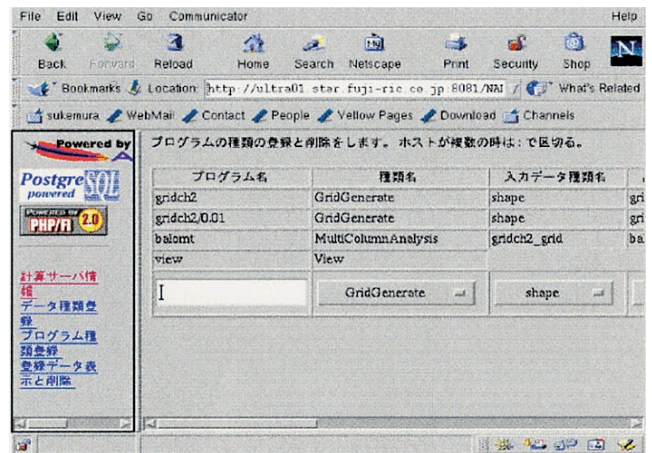


図 14 計算プログラムの登録・検索画面

内部格子点の計算を行うために必要な境界条件は、格子点を外側に延長した位置にある点で与えると考えられる（これを仮想節点と呼ぶ）。例えば、翼列間境界について仮想節点の位置を示すと図 17 の細線部分のようになる。仮想節点の物理量は、隣接する領域の格子点の物理量から補間などの方法を用いて計算する。なお、補間の方法や問題点については CFD 分野の様々な研究で報告されており、本論文の論点と異なるので、ここでは特に取り上げない。並列化ライブラリとしては MPI を用いた。なお、並列計算機を必ずしも利用しなくても、1台の計算機内部で仮想的に並列処理させたり、別々の計算機に処理を割り当てることも可能である。

4. おわりに

今回は、二次元多段翼列について開発したプロトタイプ型の空力解析プラットフォームを示したが、複雑さが増すとは言え、同様なシステムは三次元多段翼列についても適用できる。また、燃焼器などの構成要素を組合せた場合についても、同様なシステムを拡張可能と考えられる。

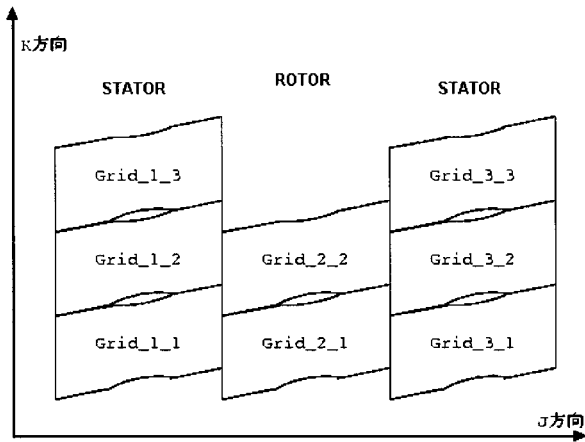


図 15 多段翼列の計算領域

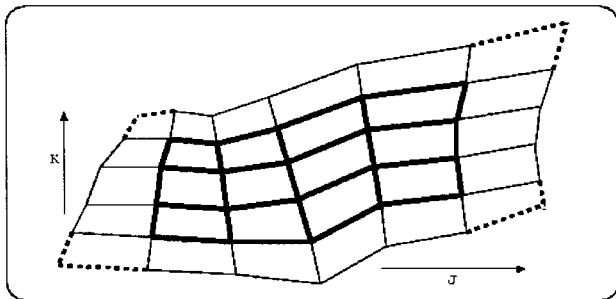


図 16 仮想節点

参考文献

[1] Hirai, K., Kodama, H., Nozaki, O., Kikuchi, K., Tamura, A. and Matsuo, Y., Unsteady Three-Dimensional Analysis of Inlet Distortion in Turbomachinery, AIAA 97-2735, 1997.
 [2] 野崎, 西澤, 菊地, 松尾, 田村, 平井, 児玉, NWTによる三次元翼列流れの非定常段解析, 第38回航空原動機宇宙推進講演会, 1998.
 [3] Nozaki, O., Kikuchi, K., Nishizawa, T., Matsuo, Y., Hirai, K. and Kodama, H., Three-Dimensional Viscous Analysis of Rotor-Stator Interaction in a Transonic Compressor, AIAA 99-0239, 1999.
 [4] Nozaki, O., Kikuchi, K., Nishizawa, T. and Matsuo, Y., Unsteady Three-Dimensional Viscous Flow Computations of Multiple-Blade-Row Interactions, Proceedings of 14th International

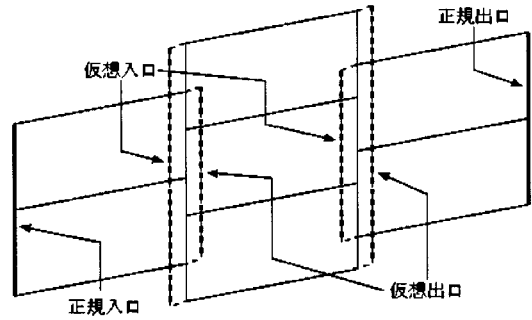


図 17 領域間境界における接続

Symposium for Air-Breathing Engines, ISABE 99-7032, 1999.

[5] Léonard, O. and Braembussche, Three-Dimensional Inverse Method for Turbomachinery Blading Design, ASME 96-GT-39, 1996.
 [6] Léonard, O. and Demeulenaere, A., A Navier-Stokes Inverse Method Based on a Moving Blade Wall Strategy, ASME 97-GT-416, 1997.
 [7] Martin, A.R. and Youngmans, J.L., Application of Robust Design Techniques to Define Aircraft Propulsion systems, Proceedings of 13th International Symposium for Air-Breathing Engines, ISABE 97-7105, 1997.
 [8] 小林, 新関, 奥野, 佐々木, ターボ機械設計への非線形最適化手法の適用 (第1報 多段軸流圧縮機の通路部設計), 日本ガスタービン学会誌, 25-100, 1998.
 [9] 小林, 新関, 奥野, 佐々木, ターボ機械設計への非線形最適化手法の適用 (第2報 多重円弧翼型の設計), 日本ガスタービン学会誌, 26-101, 1998.
 [10] 平野, 堤, 大林, 遺伝的アルゴリズムを用いた二次元タービン翼列の空力最適化, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集, NAL SP-44, 1999.
 [11] 沖, 酒田, 海田, 恵上, 谷, CASPERによるF-16A戦闘機のCFD計算とその検証, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集, NAL SP-44, 1999.
 [12] Evans, A.L., Lytle, J., Follen, G. and Lopez, I., An Integrated Computing and Interdisciplinary Systems Approach to Aeropropulsion Simulation, ASME 97-GT-303, 1997.
 [13] Lytle, J.K., The Numerical Propulsion System Simulation: Concept to Product, Proceedings of 13th International Symposium for Air-Breathing Engines, ISABE 97-7107, 1997.