

流体構造大規模連成解析を用いた高性能ターボ機械翼等の設計法の開発

プロジェクト責任者

佐伯 祐志 株式会社 東芝 電力・社会システム技術開発センター

著者名

佐伯 祐志^{*1}、新関 良樹^{*1}、奥野 研一^{*1}、佃 知彦^{*1}、野村 大輔^{*1}、田沼 唯士^{*2}、
山本 悟^{*3}、奥田 洋司^{*4}、橋本 学^{*4}、小林 孝雄^{*5}、末光 啓二^{*6}、袁 熙^{*6}、福井 義成^{*7}、
廣川 雄一^{*7}、西川 憲明^{*7}、岩沢 美佐子^{*7}、浅野 俊幸^{*7}

*1 株式会社 東芝 電力・社会システム技術開発センター

*2 帝京大学 ジョイントプログラムセンター

*3 国立大学法人東北大学大学院 情報科学研究科

*4 国立大学法人東京大学大学院 新領域創成科学研究科

*5 東芝インフォメーションシステムズ株式会社

*6 アドバンスソフト株式会社

*7 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 26 年 4 月 1 日～平成 27 年 2 月 28 日

アブストラクト

発電由来の CO₂ 排出量を削減するために、火力、地熱及び原子力発電用大型蒸気タービンの性能向上と稼働率向上に有効な流体構造大規模連成解析を用いた高性能ターボ機械翼等の設計法の開発を行っている。タービンメーカー単独では困難な大規模非定常解析が必要となるので、海洋研究開発機構の地球シミュレータを用いて大規模解析を機器設計に適用するための解析の高精度化と検証解析を行った。

蒸気タービンを構成する重要部品である動翼は、静翼から流入する高速の蒸気流れを受けて回転して動力を生じる。動翼の最適設計は性能向上と遠心力低減、引いては機器のコンパクト化に効果があるが、材料強度の余裕を高精度で予測する必要がある、そのためには動翼に加わる流体励振力を精度良く予測する必要がある。本研究では最終段の静翼と動翼を一括して解析する CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析において、動翼下流の静圧変動を考慮して、実際の条件に近い解析を行った。また、最終段動翼の出口条件に大きな影響を及ぼす排気ディフューザの 360°全周非定常 CFD 解析を行い、ディフューザ下流を解析領域に含めた場合と含めない場合の違いを検討した。構造解析に関しては、単独翼での解析に加えて、実機と同じ綴り構造を忠実にモデル化した、6 本の動翼と 2 本の綴り棒（レーシングワイヤ）からなるセグメントの構造解析を行い、設計計算と従来の計測データとの比較によって妥当な解析結果であることを確認した。更に、流体解析結果のデータを構造解析格子上に 3 次元内挿するモジュールを開発して、内挿精度を確認した。

キーワード：流体構造連成解析、蒸気タービン、動翼、非定常流体力、排気ディフューザ、有限要素法

1. 本プロジェクトの目的と概要

地球温暖化対策を具体的に進めるための産業部門別の削減量の試算（Energy Technology Perspectives 2008, IEA, 2008-6-6）によると、電力発電時のCO₂削減割り当て量は全施策中で最大の38%となっている。火力発電、原子力発電など全ての種類の発電システムにおける全世界の総発電量の7割近く（IEA, World Energy Outlook 2013, November 2013のデータから推定）が蒸気タービンによっていることから、蒸気タービンの効率向上は、環境負荷低減を推進する上で大きな効果が期待できる研究課題であることが分かる¹⁾。

蒸気タービンを構成する重要部品である動翼は、静翼から流入する高速の蒸気流れを受けて回転して、動力を生じる。動翼を薄翼化することは性能向上と遠心力低減、ひいては機器のコンパクト化に効果がある。また動翼の翼長を増加させることは、壁面近くの損失が大きい部分の割合が相対的に減少することと排気流速を低減して損失を低減する効果がある。翼の厚みや翼の長さなどは動翼の材料、回転数、使用される温度圧力等の条件に対応して設計基準に基づいて決められている。ただし、これには従来形状を大きく変更することは考慮されていない。従って、従来形状にこだわらないで、タービンの信頼性を確実に確保した上で更なる高性能設計を行うためには、流体力や流体励振力を精度良く予測して、動翼に加わる定常及び非定常応力を精度よく求める必要がある。この目的のためには、CFD（Computational Fluid Dynamics）解析を実施して、求められた非定常流体力を用いて動翼の構造解析を行い静応力と振動応力がそれぞれの設計限界以内であることを精度良く予測する必要がある。特に、振動応力は翼列流れに周方向の不均一が生じる部分負荷条件で増加することが知られており、翼列全周（360°）全枚数を対象とした大規模領域で、流体解析と構造解析を連成して実行する必要がある。運転中に動翼に働く非定常流体力を精度良く予測し、更にこの非定常流体力を低減することで、流体損失を最小化する最適空力設計が可能となり、蒸気タービンの性能を現状より向上することが可能となる。同時に、非定常流体力を精度良く予測することで、非定常流体力を低減するための静翼及び動翼の離調設計（detuning design）が効率的に実施でき、これにより動翼の寿命を現状より延ばすことが可能となる。その結果、発電システムのライフサイクル中の修理・補修停止期間が短縮され、この点でもタービンのライフサイクル全体での実効発電効率を向上させることができる。

平成25年度に実施した地球シミュレータ産業戦略利用プログラム「流体構造大規模連成解析を用いた高性能ターボ機械翼等の設計法の開発」では設計に適用できる流体構造連成解析法を開発した。今年度はこの流体構造連成解析法で用いる流体解析法の精度評価の条件を増やして、設計に適用できる精度を有することを確認した。構造解析法についても解析法の精度向上を進めて、設計に適用できる解析法であることを確認した。

流体解析プログラムとして、東北大学の山本悟教授により開発された数値タービンを地球シミュレータ向けに最適化して、最終段性能に影響を及ぼす排気ディフューザ解析を行った。また、最終段静動翼列定常流体解析には、設計計算として用いている商用パッケージソフトを用いた。

構造解析プログラムは、東京大学の奥田洋司教授により開発されたFrontISTRを用いた。このプログラムは地球シミュレータ上での約1億格子点でのテスト解析で、良好なベクトル化率と並列化率を達成している。

図1.1に本プロジェクトで解析対象とする発電用大型蒸気タービンで用いられる典型的な低压ロータと車室の下半側（低压タービン内部構造を示すために車室の上半側を外している）の写真を示す。

この低圧ロータは6段の動翼列で構成されており、最下流（この写真では右端）の最も長い動翼が最終段動翼である。最終段を含む低圧部下流側の3段落程度の動翼を一般に長翼と呼んでいる。長翼段落、特に最下流に位置する最終段動翼の流れは、上流段落からの半径方向と周方向の速度及び流量の不均一と時間変動の影響を受け、同時に下流の排気ディフューザと双方向に影響を及ぼし合っているため、この部分の解析精度向上が非常に重要である。最終段の下流には排気ディフューザがあり、排気流れはこの部分で減速しながら

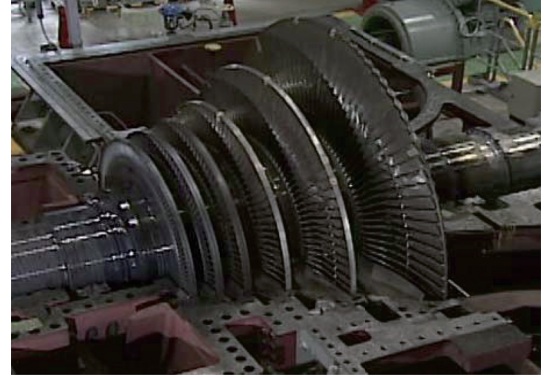


図 1.1 発電用大型蒸気タービン低圧ロータと下半車室¹⁾

下側方向に向きを変えて、真下に位置する（写真では見えない）復水器に流入する。蒸気タービン低圧ディフューザは構造上の制約から、できるだけコンパクトに設計する必要がある、一方でディフューザで剥離が発生すると静圧回復が十分にできなくなるばかりでなく、上流の最終段動翼の性能を低下させるので、高度な解析技術と設計技術が要求される。本プロジェクトでは、地球シミュレータ等を用いた高精度な流体解析と構造解析を用いて、高性能ターボ機械翼、特に蒸気タービン低圧最終段動翼と排気ディフューザの設計の最適化等に適用できる技術を開発する。

2. プロジェクトの内容と得られた成果の概要

2.1 非平衡凝縮を考慮できる三次元圧縮性流れの基礎方程式および数値解法

2.1.1 基礎方程式

本研究の排気ディフューザ解析では、三次元圧縮性 N-S 式に蒸気の相変化を考慮した蒸気の質量保存則、運動量保存則、エネルギー保存則、液滴の質量保存則、液滴の数密度保存則、乱流運動エネルギーおよびその比散逸率からなる次式を解く。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial \xi_i} + S + H = 0 \quad (1)$$

ここで、 Q は未知変数ベクトル、 F は流束ベクトル、 S は粘性項、そして H は生成項であり、次のように表される。

$$Q = J \begin{bmatrix} \rho \\ \rho w_1 \\ \rho w_2 \\ \rho w_3 \\ e \\ \rho \beta \\ \rho n \\ \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix}, F_i = J \begin{bmatrix} \rho W_i \\ \rho w_1 W_i + \partial \xi_i / \partial x_1 p \\ \rho w_2 W_i + \partial \xi_i / \partial x_2 p \\ \rho w_3 W_i + \partial \xi_i / \partial x_3 p \\ (e + p) W_i \\ \rho \beta W_i \\ \rho n W_i \\ \rho k W_i \\ \rho \omega W_i \end{bmatrix}, S = -J \frac{\partial \xi_i}{\partial x_j} \frac{\partial}{\partial \xi_i} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{1j} \\ \tau_{2j} \\ \tau_{3j} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma_{kj} \\ \sigma_{\omega j} \end{bmatrix}, H = -J \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho(\Omega^2 x_2 + 2\Omega \omega_3) \\ \rho(\Omega^2 x_3 - 2\Omega \omega_2) \\ 0 \\ \Gamma \\ I \\ S_k \\ S_\omega \end{bmatrix} \quad (2)$$

本研究で取り扱う気液二相流は液滴の質量分率が十分に小さい均質流を仮定する ($\beta < 0.1$)。湿り蒸気の状態方程式および音速の式は石坂ら²⁾により定式化された下式より算出する。

$$p = \rho RT(1 - \beta) \quad (3)$$

$$c^2 = \frac{C_{pm}}{C_{pm} - (1 - \beta)R} \frac{p}{\rho} \quad (4)$$

ただし、

$$C_{pm} = \beta C_{pl} + (1 - \beta) C_{pv}$$

C_{pl} 、 C_{pv} は水および 蒸気の定圧比熱であり、それぞれ 4.184、1.882 kJ/(kg・K) とした。

2.1.2 凝縮モデル

凝縮による液滴の質量生成率 Γ は古典凝縮論に基づき、凝縮核生成と液滴の成長による質量増加の和で表される。本研究ではさらに、液滴の成長を液滴の数密度を関数にした式で近似した次式を用いる²⁾。

$$\Gamma = \frac{4}{3} \pi \rho_l \left(I r_*^3 + 3 \rho n r^2 \frac{dr}{dt} \right) \quad (5)$$

凝縮核生成率 I は大気中の塵などを凝縮核とする不均一核生成を仮定する場合には常にゼロである。一方、均一核生成の場合には、Frenkel³⁾ によって定式化された次式を用いて算出する。

$$I = q_c \left(\frac{2\sigma}{\pi m^3} \right)^{1/2} \frac{\rho^2}{\rho_l} \exp \left(- \frac{4\pi r_*^2 \sigma}{3kT} \right) \quad (5)$$

ここで m 、 k は水の分子量およびボルツマン定数である。 q_c は凝縮係数であり、通常 0.1 から 1.0 までの値を取る。 r_* は Kelvin-Helmholtz の凝縮核臨界半径であり、次式より求める。

$$r_* = \frac{2\sigma(T)}{\rho_l R T \ln(s)} \quad (6)$$

ここで、 $s = p / p_s(T)$ は過飽和蒸気圧率であり、 $p_s(T)$ は飽和蒸気圧である。

蒸気中における液滴の表面張力 σ は Young⁴⁾ によって次式のような温度の多項式より算出する。

$$\sigma(T) = (82.27 + 75.612T_R - 256.889T_R^2 + 95.928T_R^3) \times 10^{-3} \quad (7)$$

ただし、

$$T_R = \frac{T}{647.286}$$

1 個の液滴の成長率 dr/dt は蒸気凝縮に最適化された Gyarmathy⁵⁾ モデルより算出した。

$$(h_v - h_l) \frac{dr}{dt} = \frac{\lambda_v (T_l - T_v)}{r \rho_l \left(\frac{1}{1 + 4Kn_l} + 3.78(1 - \nu) \frac{Kn_l}{Pr_v} \right)} \quad (8)$$

ここで、 ν は次式で定義される。

$$\nu = \frac{R_v T_s(p)}{h_{fv}} \left[\alpha - \frac{1}{2} - \frac{2 - q_c}{2q_c} \left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma} \right) C_p \frac{T_s(p)}{h_{fv}} \right]$$

h_{fv} は蒸発の比エンタルピー、 α は液滴の成長パラメータであり 5.0 とした。気液界面近傍での二相間の温度差は過飽和温度 ΔT を用いて次式で与えた⁵⁾。

$$(T_l - T_g) = \left(1 - \frac{r_*}{r} \right) \Delta T \quad (9)$$

ただし、

$$\Delta T = T_s(p) - T$$

2.1.3 数値解法

数値解法として、空間差分には Roe の流束差分法⁶⁾ および 4 次精度コンパクト MUSCL TVD スキーム⁷⁾ を用いた。粘性項には 2 次精度中心差分を用い、乱流モデルには SST モデル⁸⁾ を用いた。時間積分には LU-SGS 法⁹⁾ を用いた。

2.1.4 低圧最終段静動翼列と排気ディフューザ設計と流体解析

図 2.1 は発電用大型蒸気タービンの典型的な設計プロセス¹⁴⁾ である。本研究のスコープに相当する部分を色付けして示している。従来は流体解析（左側）と構造解析（右側）は中央に示す設計のプロセスと並行して別々に実施されていた。今回のプログラムでは、流体解析の結果を構造解析の境界条件として取り込み、両方の解析を連成（一方向連成）して実施することで、解析精度を向上させ、結果が求まるまでの時間を短縮することができる。これにより、最終段動翼に代表される重要な部位の最適設計を短時間で達成することが可能となる。

低圧タービン最終段落動翼に加わる流体力は、最終段動翼の上流に設置された静翼列の流れの影響を強く受ける。同時に下流の排気ディフューザの流れの影響も受ける。更に、排気ディフューザは上流にある最終段動翼と下流側の排気室構造の影響を受ける。一方で、本解析の対象とする発電用大型蒸気タービンは、タービンだけの全長が 40m 近くあり、タービン段落（静翼列と動翼列で構成されるタービンの主要要素）は高圧・中圧・低圧タービン全体で 20 段落を超える設計が多い。更に、タービンの上流には蒸気弁が、下流には復水器があり、これらの構成要素、構成部品の全てを一括して解析することは現実的ではない。そこで、注目する構成要素の上流及び下流側からの影響を計測と解析によって解明して、流体力学的及び構造力学的に適切にモデル化して解析の際の境界条件に反映させることが必要になる。

図 2.2 は、今回の解析に用いた蒸気タービン低圧最終段及び排気ディフューザの形状と解析領域を示す。従来の研究^{2),4),6),7),8)} によ

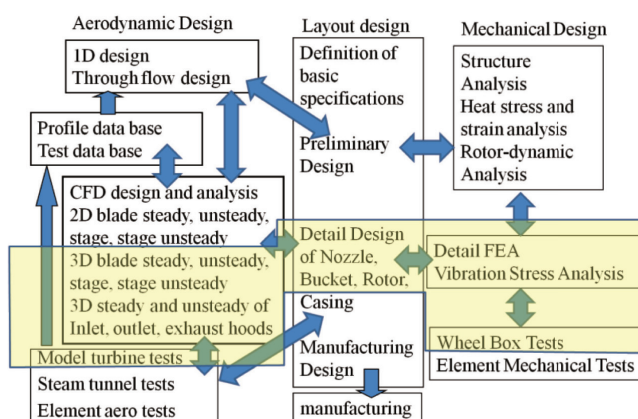


図 2.1 蒸気タービン設計プロセスと本研究のスコープ

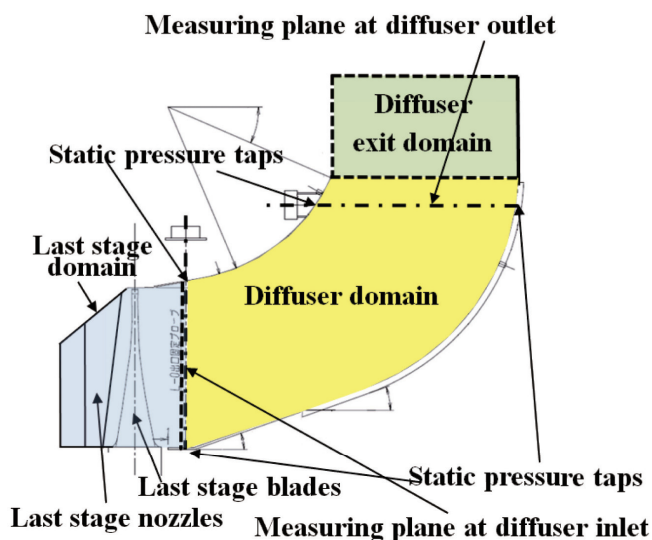


図 2.2 低圧最終段及び排気ディフューザ形状と解析領域

て最終段静動翼列の解析は、湿り蒸気、遷音速流れの条件においても非定常流れの解析が出来る見通しが得られている。一方、大型蒸気タービンの排気ディフューザは、軸方向距離の設計上の制約によって、ディフューザ理論の示す理想的な拡大率を用いた設計が事実上適用できず、剥離を伴う流れになっていることが多い。この部分は蒸気の湿り度が大きく、計測に困難が伴うので、実機での計測例も少なく、更に上流の最終段動翼と下流の排気室の影響を受けるため、従来は精度が検証された解析法の報告がほとんどなかった。そこで、本研究では互いに影響を及ぼす、最終段領域、ディフューザ領域、ディフューザ出口領域の3領域に注目して、相互の影響を考慮する解析を行った。最終段領域とディフューザ領域の境界とディフューザ領域とディフューザ出口領域の境界近くのディフューザ内に設けた2断面において計測した流体計測結果を用いて、各領域間の境界に適切な境界条件を設定して解析を行った。

排気ディフューザ領域とディフューザ出口領域の解析には、前述した非平衡凝縮を考慮できる数値解析法（数値タービン）⁷⁾を、最終段領域の解析には簡易的に状態方程式を用いたパッケージソフト（NUMECA FINE™/Turbo）を用いた。

図 2.3 は最終段静動翼列と排気ディフューザ表面の解析格子を示す。最終段静翼列と動翼列の解析空間格子数は約 800 万、排気ディフューザの解析空間格子数は約 200 万となっている。図 2.4 は通路部高さ 50 % の位置の最終段静翼列と動翼列の解析格子の展開図である。静翼列（左側）と動翼列（右側）の接合面はスリップ境界になっており、動翼列の回転方向（この図では下側）に動翼列が移動しながら非定常解析を行うことで、静動翼列の干渉効果を含む解析が可能となる。なお、本解析は最終的には全静翼、全動翼を対象として全周解析を行うが、これには多くの CPU 時間と膨大な量のデータの分析が必要となる。そこで、最初のステップとして一部の領域を取り出して部分的な解析を行い、結果の詳細な評価を実施することとした。解析に用いた静翼列と動翼列の枚数比が 2:3 に非常に近いので、静翼列のピッチ・コード比を保持して静翼列のみスケールをわずかに変更することで静翼列と動翼列の上下の端部境界をそれぞれ完全な周期境界条件で結合することができ、図示した静翼 2 通路、動翼 3 通路で全周解析を模擬した解析が実施できる。

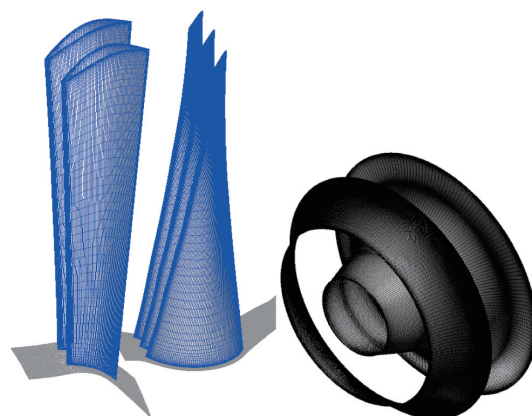


図 2.3 最終段静動翼列と排気ディフューザ表面の解析格子

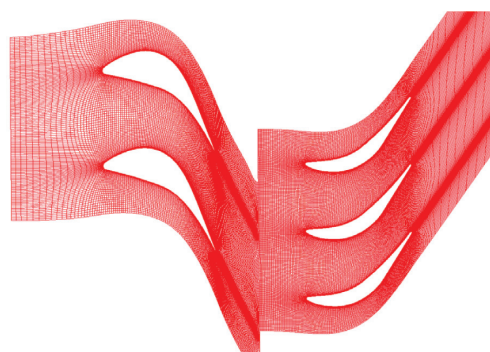


図 2.4 最終段静動翼列の解析格子

2.1.5 上流と下流の影響を考慮した排気ディフューザ流れの解析

低圧タービンを通過した湿り蒸気は、ディフューザと外部ケーシングで構成される排気室を経て復水器へと流入する。ディフューザの役割は、低圧タービンを通過した高速の蒸気流れを十分に減速し、その運動エネルギーを圧力へと変換することである。復水器には海水を通すためのパイプが多数設置

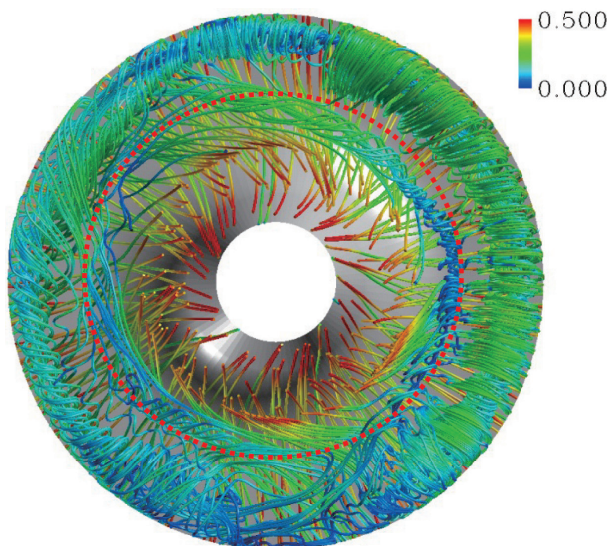


図 2.5 ディフューザー出口領域を含む排気ディフューザ解析結果（上流から見た流線）

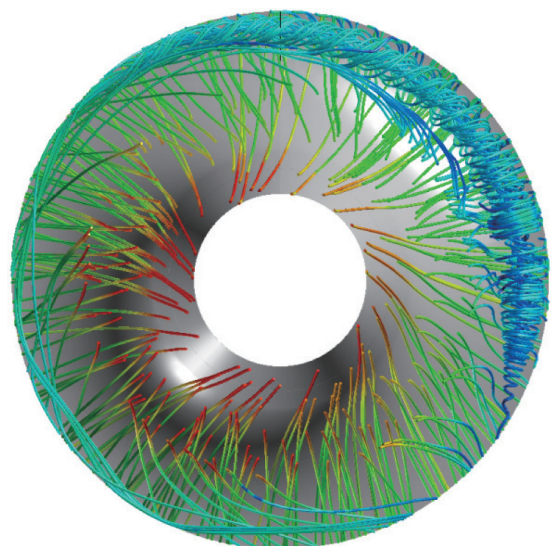


図 2.6 ディフューザ出口領域を含まない排気ディフューザ解析結果（上流から見た流線）

されており、蒸気は冷却されて水へと戻る。復水器内部の圧力（復水圧）は海水温や地域によって異なるが、日本の蒸気タービン発電システムで採用している標準的な圧力は 5kPa（0.05 気圧）前後が多く、真空に近い低圧状態になっている。ディフューザの静圧回復性能が高ければ、低圧タービンの出口静圧を下流の復水器圧力より更に低下することができ、タービン出力を増加することができる。このように、ディフューザの静圧回復性能は低圧タービンの性能を大きく左右する。更に、最終段動翼の流れは下流側のディフューザ流れと相互に影響しあっているため、湿り蒸気の特性を考慮できる、精度の良いディフューザ解析が必要とされている。

実機での計測データを有する発電用大型蒸気タービン低圧排気ディフューザを解析対象として図 2.2 のディフューザ領域とディフューザ出口領域における全周 360°の解析を行った¹⁵⁾¹⁷⁾¹⁹⁾。図 2.5 はディフューザ出口領域を含む排気ディフューザ解析結果で上流から見た流線を示す。図 2.6 は同様の解析をディフューザ領域のみで解析した結果を示す。両者の結果は完全には同じではないが、ディフューザ出口付近の剥離渦の構造はほぼ共通しており、図示しないが静圧回復係数の解析結果は、ディフューザ領域のみの解析でも計測結果とほぼ一致する結果が得られた。これは、どちらの解析においてもディフューザ領域出口の計測結果を境界条件として採用していることによると考えられる。計測結果を境界条件として用いることで、最小限の解析領域で、設計に用いることができる程度の精度を有する解析結果を得ることができることを示している。

2.1.6 低圧最終段静動翼列非定常流体解析

蒸気タービン動翼に加わる非定常流体力には、二種類の主要な発生要因がある。第一の要因は上流及び下流に位置する他の翼列との空力的相互干渉であり、第二の要因はタービン段落の途中か上

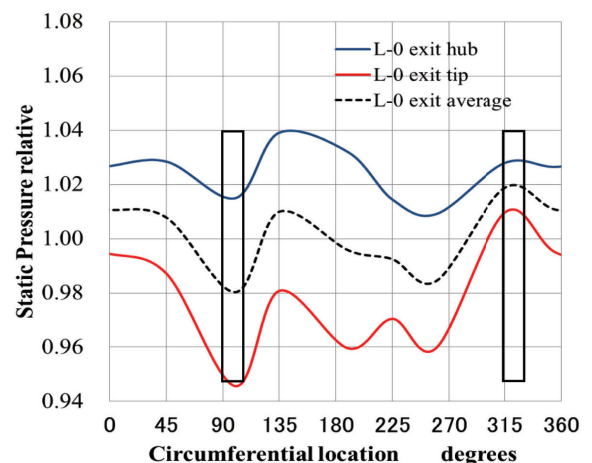


図 2.7 最終段動翼下流の静圧分布計測値

流及び下流の構造や部分負荷時の流れの偏りに起因する周方向の流量及び静圧分布である¹⁰⁾¹¹⁾¹²⁾¹³⁾。

本開発プロジェクトにおいては、どちらの要因も考慮できる設計法の開発を進めている、本研究では設計負荷の条件で第一の要因である翼列間空力干渉と第二の要因の内の動翼下流の静圧分布を与えて、非定常流体解析を行った¹⁹⁾。図 2.7 は最終段動翼下流の静圧分布計測値を示す。この静圧分布は計測は下方排気室を有する実機スケールの開発用蒸気タービンのハブ側（根本側）とチップ側（先端側）で計測されたデータで、下方排気の影響を受けた分布になっている。全周（360°）解析ではこのデータをそのまま用いるが、今回は部分領域でモデル化した解析を行って、下流静圧の変動の影響を評価するために、図中の二つの長方形で示す短い時間で、出口静圧のハブ側とチップ側の平均値が最少値となる時間帯の非定常解析と出口静圧平均値が最大値となる時間帯の非定常解析を行った。

解析結果を図 2.8、図 2.9 に示す。図 2.8(a)-(b) はそれぞれ 25%、50% 及び 75% 高さ位置の瞬間絶対（静止系から見た）Mach 数分布である。左側が動翼下流静圧最少位置、右側が動翼下流静圧最大位置をそれぞれ通過する瞬間の解析結果を示している。最終段は翼長が長く、ハブ側とチップ側の半径の違いが大きいので、ハブ側では静翼出口で超音速流れとなって後縁から衝撃波が発生する。この衝撃波が下流側を通過する動翼に当たっている様子が分かる。動翼単独の解析ではとらえることが出来ないが、設計の最適化に影響がある現象であり、注意を要する。一方、チップ側では動翼出口が超音速流れとなるが、下流側の排気ディフューザ領域には翼列が無いので、直接的な干渉現象は見られない。

図 2.8(d) は最終段静動翼非定常流解析結果の瞬間絶対 Mach 数分布子午面平均値を示している。静翼ハブ側下流で最も早い流れになっていることが分かる。

図 2.9(a)-(e) は最終段静動翼非定常流れ解析結

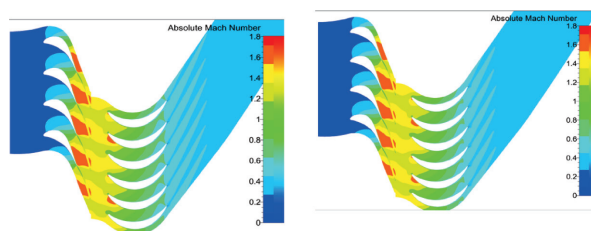


図 2.8(a) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
25% 高さ位置の瞬間絶対 Mach 数分布
動翼下流静圧最少位置（左）
動翼下流静圧最大位置（右）

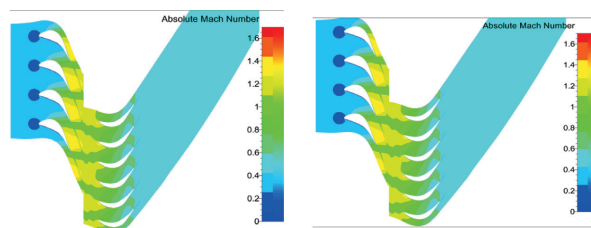


図 2.8(b) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
50% 高さ位置の瞬間絶対 Mach 数分布
動翼下流静圧最少位置（左）
動翼下流静圧最大位置（右）

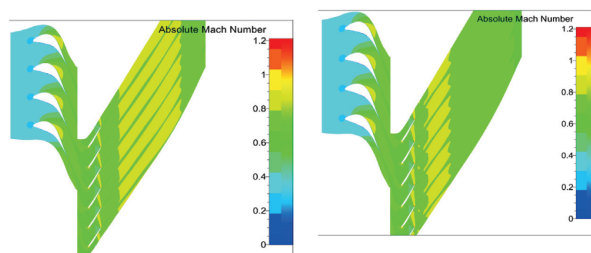


図 2.8(c) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
75% 高さ位置の瞬間絶対 Mach 数分布
動翼下流静圧最少位置（左）
動翼下流静圧最大位置（右）

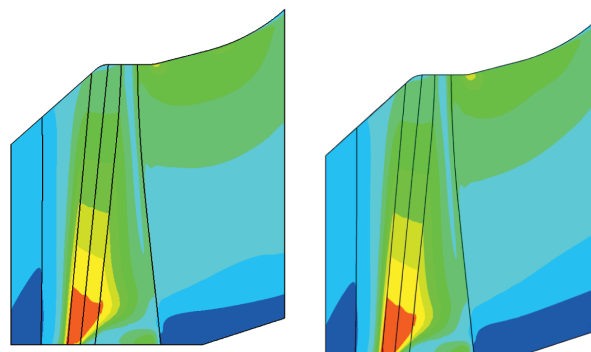


図 2.8(d) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
瞬間絶対 Mach 数分布子午面平均値
動翼下流静圧最少位置（左）
動翼下流静圧最大位置（右）

果の瞬間絶対 Mach 数分布を 3 次元表示したものである。1/5 周期時間刻みで時間の経過による流れの変化を示している。左側が動翼下流静圧最少位置、右側が動翼下流静圧最大位置をそれぞれ通過する瞬間の解析結果を示している。絶対 Mach 数の等高線も合わせて表示しているので、静動翼列の相互の干渉（ポテンシャル干渉、衝撃波干渉、静翼後流が動翼流れに及ぼす影響等）が可視化されている。これらの結果から、静動翼列干渉は動翼周りの流れに流体設計上有意な影響を与えており、動翼の設計において無視できないことが分かった。一方、動翼下流で想定される静圧の周方

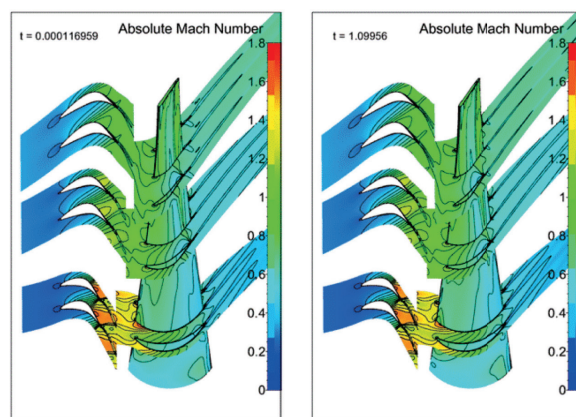


図 2.9(c) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
瞬間絶対 Mach 数分布 3 次元表示 3/5 周期時間
動翼下流静圧最少位置 (左)
動翼下流静圧最大位置 (右)

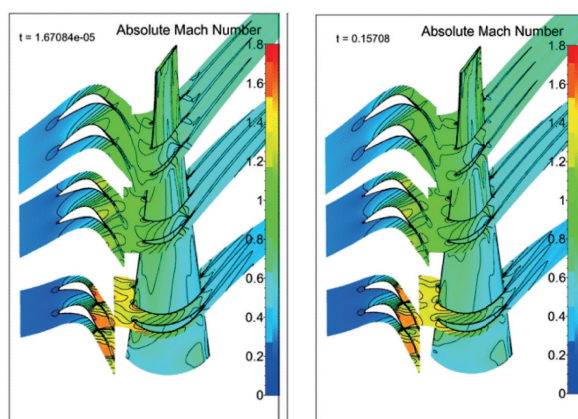


図 2.9(a) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
瞬間絶対 Mach 数分布 3 次元表示 1/5 周期時間
動翼下流静圧最少位置 (左)
動翼下流静圧最大位置 (右)

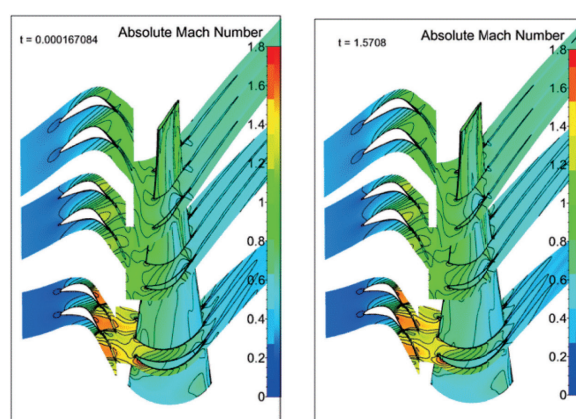


図 2.9(d) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
瞬間絶対 Mach 数分布 3 次元表示 4/5 周期時間
動翼下流静圧最少位置 (左)
動翼下流静圧最大位置 (右)

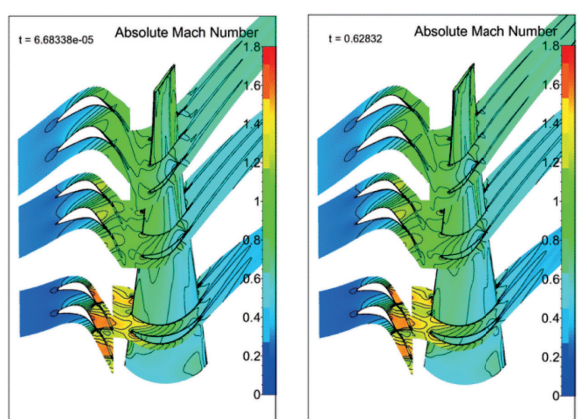


図 2.9(b) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
瞬間絶対 Mach 数分布 3 次元表示 2/5 周期時間
動翼下流静圧最少位置 (左)
動翼下流静圧最大位置 (右)

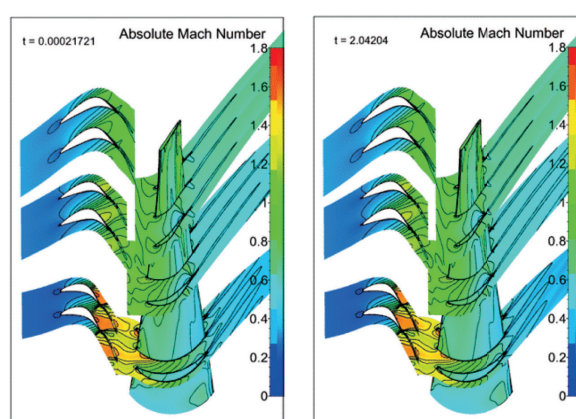


図 2.9(e) 最終段静動翼非定常流れ解析結果
瞬間絶対 Mach 数分布 3 次元表示 5/5 周期時間
動翼下流静圧最少位置 (左)
動翼下流静圧最大位置 (右)

向変動は、今回あたえた変動レベルであれば、動翼の設計の際に考慮が必要なほど大きくないことが分かる。

2.2 動翼の構造解析¹⁸⁾

2.2.1 並列有限要素法構造解析プログラム FrontISTR

大規模並列計算に適した有限要素法コードである FrontISTR¹⁶⁾ を用いて動翼の構造解析を行った。FrontISTR では大規模問題への対応のために、反復法ソルバーを前処理法と組み合わせて使用するが、反復法では収束が困難な場合や収束に長時間を要する場合には、直接法を選択できる。並列解析は領域分割の考え方に基づいている。並列計算に先だって、メッシュに分割された解析領域はメモリの分散に応じて局所化された複数の部分領域のデータに分割される。各部分領域で局所化されている独立な演算部分は並列に実行される。

FrontISTR は今回の研究開発プロジェクトに際して、地球シミュレータ上でのチューニングを行い、ベクトル化と並列化の最適化を実施した。節点数 36,728,129、要素数 26,289,770、自由度数 110,184,387 の構造解析モデルを地球シミュレータ上で計算した際のプロセッサ数と計算速度比の結果を図 2.8 に示す。ベクトル演算率 96.7 %、並列化率 99.86% となった。

2.2.2 構造解析結果

前述した流体解析と同じ翼列形状と解析条件を用いて有限要素法構造解析を行った¹⁸⁾。構造解析においては、実機と同じ動翼綴り構造を忠実にモデル化して、6 本の動翼と 2 本の綴り棒（レーシングワイヤ）からなるセグメントを一括して解析を行った。

図 2.10 に動翼 1 枚の解析格子を示す。節点数は 218,129、要素数は 190,892、全自由度数 654,387 である。図 2.11 は動翼 6 枚の解析格子示す。節点数は 1,530,378、要素数は 1,345,352、自由度数は 4,591,134 である。

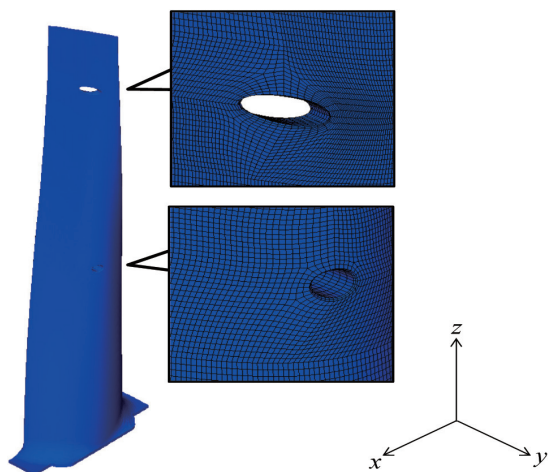


図 2.10 動翼構造解析格子

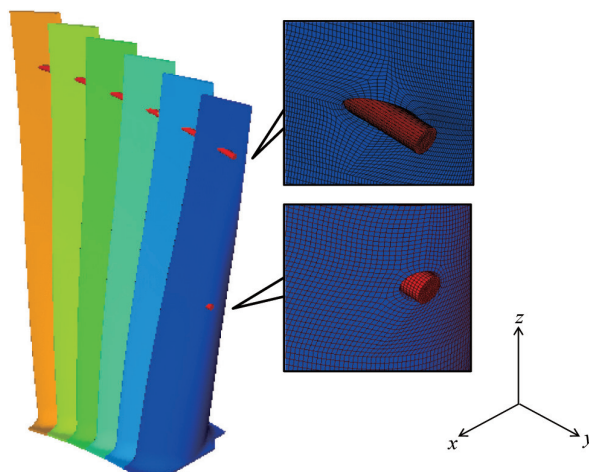


図 2.11 構造解析格子 連結構造部分拡大図

解析結果の例として、図 2.12 に 6 枚翼の固有値解析で求めた振動モードを示す。図中の数字は計測された周波数で無次元化した計算値を示す。FrontISTR¹⁶⁾¹⁸⁾ による構造解析は設計に適用できるレベルの精度を有していることが確認できた。

流体構想連成解析を行うためには、流体解析格子上で求めた流体解析結果を精度良く構造解析格子上で定義する境界条件に変換する必要がある。構造解析の対象となる動翼は、流体解析では時間によって回転して位置を変えるが、構造解析は、定義した一定の位置にある動翼格子点を用いてい

る。しかも格子のトポロジーと格子密度は同じであるとは限らない。そこで、本研究では流体解析結果を構造解析用の境界条件に受け渡すための変換プログラムを作成した。

変換プログラムの基礎式を (1),(2) に示す。

(1) 式において、 P は流体解析で求めた応力ベクトル成分、 T は応力テンソル、 n は動翼表面の形状ベクトルを表す。

(2) 式において、 l は注目する構造格子点と探索した流体格子点間の距離を表す。

図 2.13 に流体解析で求めた動翼表面に加わる流体力の構造解析格子への内挿法を示す。流体解析格子と構造解析格子は、あらかじめ動翼の回転に相当する回転及び並行方向の位置変換によってもっともフィットする位置に移動してから、求めたい構造格子点に最も近い流体解析格子を四つ探索し、基礎式を (1),(2) を用いてトラクションを計算する。

図 2.14 は流体解析結果の構造解析格子への変換精度を評価するためにほぼ同じ位置の流体解析格子点における静圧と構造解析格子点上に内挿された静圧を比較したものである。概ね良好に内挿されていることが分かるが、背側後縁近くで若干の差があることが分かる。これは、流体解析の格子分割を半径方向に構造解析と比較して粗くしてあることによるものである。流体解析格子密度を上げれば改善されるが、大規模な非定常解析を行うために、現時点では設計精度を確保できる許容範囲内で格子間隔を粗くしている。

$$P_i = T_{ik} n_k, \quad T_{ik} = -p \delta_{ik} + \tau_{ik} \quad (1)$$

$$P_i = \left(\sum_{n=1}^4 \frac{1}{l_n} \right)^{-1} \frac{P_{ni}}{l_n} \quad (2)$$

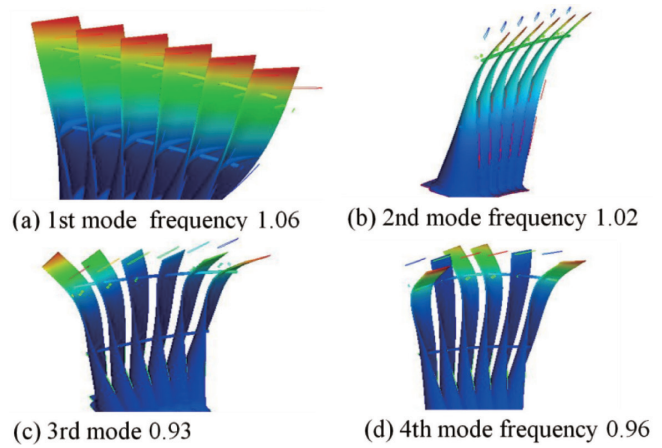


図 2.12 動翼の綴りを考慮した固有値解析結果と計測値との比較
数字は計測された周波数で無次元化した計算値

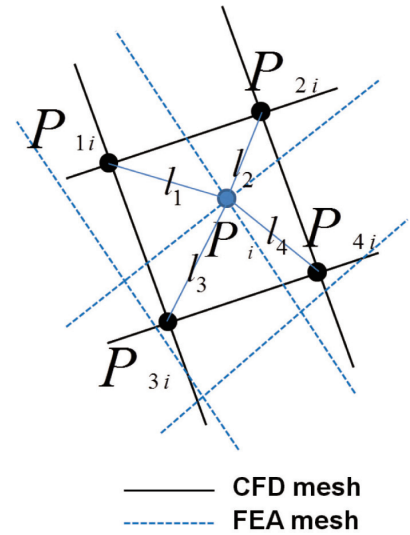


図 2.13 流体解析で求めた動翼表面に加わる流体力の構造解析格子への内挿法

以上の方法により、流体構造連成解析を行った。

解析結果については、次報で報告する。

3. 社会的・経済への波及効果の見通し

1. 平成 26 年度の研究成果を用いることにより、復水器などの構造に起因する下流側の静圧分布を考慮した排気ディフューザの性能評価、最終段静動翼列の流れのシミュレーションと動翼設計に及ぼす下流条件の影響について高精度で予測することが可能になった。
2. 前述の成果を高性能蒸気タービンの開発、実用化に適用できる見通しを得た。
3. 得られた成果は蒸気タービンに限らず、軸流ターボ機械全般の高性能化に適用できる。

FrontISTR（フロントアイスター）は、文部科学省「イノベーション基盤シミュレーションソフトウェアの研究開発」プロジェクトにおいて開発されています。

参考文献

- 1) Tanuma., T., Sasao, Y., Yamamoto, S., Takada, S., Niizeki, Y., Shibukawa, N. and Saeki, H., "Numerical Investigation of Exhaust Diffuser Performances in Low Pressure Turbine Casings", Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-45677, 2011.
- 2) Ishizaka, K., Ikohagi, T. and Daiguji, H., "A High-Resolution Numerical Method for Transonic Non-Equilibrium Condensation Flow through a Steam Turbine Cascade", Proc. of the 6th ISCFD, 1, pp. 479-484, 1995.
- 3) Frenkel, J., "Kinetic Theory of Liquids", Dover, 1955.
- 4) Young, J. B., An Equation of State for Steam for Turbomachinery and Other Flow Calculations, Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbines Power, 110, pp. 1-7, 1998.
- 5) Gyarmathy G., "Zur Wachstumsgeschwindigkeit kleiner Flüssigkeitstropfen in einer übersättigten Atmosphäre," Zeitschrift für angewandte Mathematik und Physik, 14-3, pp. 280- 293, 1963.
- 6) Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, Journal of Computational Physics", 43, pp. 357-372, 1981.
- 7) Yamamoto, S. and Daiguji H., "Higher-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations", Computers and Fluids, 22-2/3, pp. 259-270, 1993.
- 8) Menter, F.R., "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications",

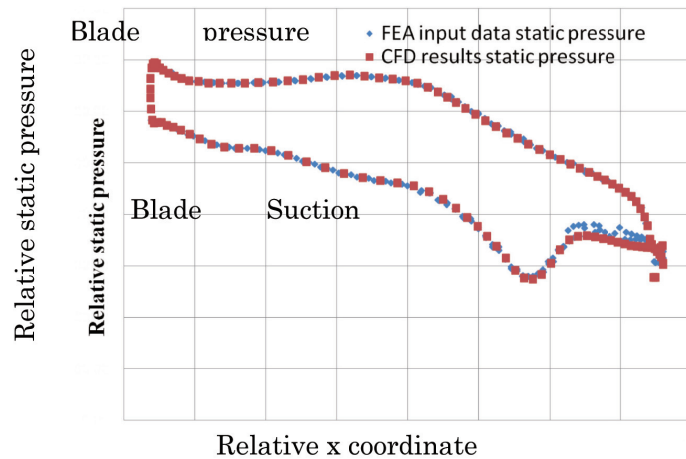


図 2.14 流体解析結果の構造解析格子への変換精度の評価

- AIAA Journal, 32-8, pp. 1598-1605, 1994.
- 9) Yoon, S. and Jameson, A. "Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations", AIAA Journal, 26, pp. 1025-1026, 1988.
 - 10) He, L., Computation of unsteady flow through steam turbine blade rows at partial admission, 1997 Proceedings of Institution of Mechanical Engineers, 211, Part A, 197-205, 1997.
 - 11) Sakai, N., Harada, T. and Imai, Y., Numerical Study of Partial Admission Stages in Steam Turbine, 2006 JSME International Journal, Series B, 49, 2, 212-217, 2006.
 - 12) Gao, L., Dai, Y., Rotor dynamic analysis on partial admission control stage in a large power steam turbine, Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-22608, CD-ROM, 2010.
 - 13) Hushmandi, N., B., Fridh, Jens E., Fransson, T., H., Unsteady Forces of Rotor Blades in Full and Partial Admission Turbines, Journal of Turbomachinery, 133, 041017-1-041017-12, 2011.
 - 14) 田沼唯士、佐々木隆、新関良樹、CFD を活用した高性能蒸気タービンの開発設計、東芝レビュー, 62, 9, pp. 22 -29, 2007.
 - 15) Tanuma, T., Sasao, Y., Yamamoto, S., Niizeki, Y., Shibukawa, N., Saeki, H., "Numerical Investigation of Three-Dimensional Wet Steam flows in an Exhaust Diffuser with Non-Uniform Inlet Flows from the Turbine Stages in a Steam Turbine," Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-69496, 2012.
 - 16) 奥田洋司編著、有限要素法解析【II】 並列構造解析ソフトウェア FrontSTR を使いこなす、培風館, 2008.
 - 17) Tanuma, T., Sasao, Y., Yamamoto, S., Niizeki, Y., Shibukawa, N., Saeki, H., "Aerodynamic Interaction Effects form Upstream and Downstream on the Down-flow Type Exhaust Diffuser Performance in a Low Pressure Steam Turbine," Proceedings of ASME Turbo Expo 2013, GT2013-65901, 2013.
 - 18) 橋本学、奥田洋司、田沼唯士、福井義成、渋谷直紀、奥野研一、高性能タービン翼設計のための大規模構造解析、日本機械学会計算力学講演会講演論文集、2013.
 - 19) Tanuma, T., Sasao, Y., Yamamoto, S., Niizeki, Y., Shibukawa, N., Saeki, H., "Numerical Investigation of Steam Turbine Exhaust Diffuser Flows and Their Three Dimensional Interaction Effects on Last Stage Efficiencies," Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, GT2014-26665, 2014.