流体構造大規模連成解析を用いた高性能タービン翼及び排気室 設計法の開発

プロジェクト責任者

川崎 栄 株式会社 東芝 京浜事業所

著者

川崎 栄^{*1}、渋川 直紀^{*1}、新関 良樹^{*1}、野村 大輔^{*1}、田沼 唯士^{*2}、笹尾 泰洋^{*3}、 高田 真司^{*4}、山本 悟^{*4}、奥田 洋司^{*5}、橋本 学^{*5}、渡邉 論^{*6}、小林 孝雄^{*6}、末光 啓二^{*7}、 袁 熙^{*7}、福井 義成^{*8}、廣川 雄一^{*8}、西川 憲明^{*8} *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 帝京大学大学院 理工学研究科 *4 国立大学法人東北大学大学院 情報科学研究科 *5 国立大学法人東京大学大学院 新領域創成科学研究科 *6 東芝インフォメーションシステムズ株式会社 *7 アドバンスソフト株式会社

*8 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 24 年 4 月 1 日~平成 25 年 3 月 31 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 上及び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ビン翼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の高精度化を図った。

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り、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。本開発では蒸気タービンを流れる水滴を含む湿り蒸気の特性を考慮して、最終段の静翼 と動翼を一括して解析する CFD (Computational Fluid Dynamics)解析と、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 解析を実施する。蒸気タービンの設計 運転条件を解析条件として、CFD 解析を実施して、動翼に加わる非定常流体力を求める。実機ター ビンの実測値を用いて、長翼下流のディフューザ流れを対象に解析法の精度検証を行い、実機と同じ 湿り蒸気の条件で解析結果と実験結果が良好に一致することを確認した。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 シングワイア)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。

キーワード:大規模シミュレーション、蒸気タービン、発電、性能、動翼、静翼、非定常流体力、排気ディ フューザ

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6割以上が蒸気タービンによっていることから(DOE/EIA, International Energy Outlook 2011, September 2011 のデータから推定)、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。

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、引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23年度のプログラムにおいて、排気ディフューザ特性が最終段動翼の特性に大きな影響を及 ぼすことが確認された。平成24年度のプログラムにおいては、構造解析の精度検証と精度向上を行い、 流体解析の結果を用いて構造解析を実行して、動翼の振動応力を評価した。

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。

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 を使用する。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圧ロー タと車室の下半側(低圧タービン 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



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)

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 ので、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 る必要があり、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、地球シミュレータを用いた高精度な流体解析と構造解析を用いて、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に適用できる技術を開発する。

2 本プロジェクトの内容と得られた成果の概要

2.1 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

本研究の排気室解析では、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即、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。

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

ここで、Qは未知変数ベクトル、Fは流東ベクトル、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。

$$Q = J \begin{bmatrix} \rho \\ \rho w_{1} \\ \rho w_{2} \\ \rho w_{3} \\ e \\ \rho w_{3} \\ e \\ \rho \beta \\ \rho n \\ \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix}, F_{i} = J \begin{bmatrix} \rho W_{i} \\ \rho W_{i} + \partial \xi_{i} / \partial x_{1} p \\ \rho W_{i} + \partial \xi_{i} / \partial x_{2} p \\ \rho W_{i} + \partial \xi_{i} / \partial x_{3} p \\ (e + p) W_{i} \\ \rho \beta W_{i} \\ \rho n W_{i} \\ \rho k W_{i} \\ \rho \omega W_{i} \end{bmatrix}, S = -J \frac{\partial \xi_{i}}{\partial x_{j}} \frac{\partial}{\partial \xi_{i}} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{1j} \\ \tau_{2j} \\ \tau_{3j} \\ \tau_{kj} u_{k} + (\kappa + \kappa') \partial T / \partial x_{j} \\ 0 \\ 0 \\ \sigma_{kj} \\ \sigma_{\alpha j} \end{bmatrix}, H = -J \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho (\Omega^{2} x_{2} + 2\Omega w_{3}) \\ \rho (\Omega^{2} x_{3} - 2\Omega w_{2}) \\ \rho (\Omega^{2} x_{3} - 2\Omega w_{3}) \\ \rho (\Omega^{2} x_{3} - 2\Omega w_$$

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 (β <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。

$$p = \rho RT(1 - \beta) \tag{3}$$

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

$$\tag{4}$$

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、1.882kJ/(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⁾。

$$\Gamma = \frac{4}{3}\pi\rho_l \left(Ir_*^3 + 3\rho nr^2 \frac{dr}{dt} \right)$$
(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。

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

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

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。

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

$$(h_{v} - h_{l})\frac{dr}{dt} = \frac{\lambda_{v}(T_{l} - T_{v})}{r\rho_{l}\left(\frac{1}{1 + 4Kn_{l}} + 3.78(1 - v)\frac{Kn_{l}}{Pr_{v}}\right)}$$
(8)

ここで、vは次式で定義される。

$$\nu = \frac{R_{\nu}T_{s}(p)}{h_{f\nu}} \left[\alpha - \frac{1}{2} - \frac{2 - q_{c}}{2q_{c}} \left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma} \right) C_{p} \frac{T_{s}(p)}{h_{f\nu}} \right]$$

 h_{fr} は蒸発の比エンタルピ、 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⁾。

$$\left(T_{l} - T_{g}\right) = \left(1 - \frac{r_{*}}{r}\right) \Delta T \tag{9}$$

ただし、

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

2.1.3 数值解法

数値解法として、空間差分には Roe の流束差分離法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 3次元遷音速静動翼列の計測値による動翼非定常流体力の評価

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。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が、本年度は第一の要因 である翼列間空力干渉に注目して、どの程度の非定常流体力が生じるかを実験データを用いて評価し た。

発電用大型蒸気タービン低圧最終段の静翼列と動翼列においては、蒸気流れは微小水滴を含む二相 流となっている。更に翼長が1mを越えるため、翼ルート部(根元部)と先端部の半径比(ボス比)が2.0 を超える設計となり設計負荷条件では、翼ルート部近くの静翼絶対流出速度と翼先端近くの動翼相対 流出速度は共に Mach 数 1.8 前後の超音速流れとなる。このため、流路中央からルート側に近い動翼 入口側翼面には静翼後縁から生じる斜め衝撃波が衝突して反射する。衝突位置は動翼の回転に伴って 刻々と変化するので、動翼が静翼の1ピッチ(一つの静翼から隣接静翼の間隔)を通過する周期で表 面圧力の変動が生じる。同時に、静翼後縁から流出する速度欠損部分(後流)も動翼翼列に流入する と動翼表面圧力の変動を引き起こすので、動翼表面には衝撃波の衝突と静翼後流の流入の2種類の外 乱による表面圧力変動が生じる。この表面圧力変動が翼列間空力干渉による非定常流体力となり、動 翼の振動応力が増加する原因となる。 評価の対象としたモデル蒸気タービン通路部断面 図を図 2.1 に示す。最下流(右端)に位置する最終段 静翼及び動翼を評価範囲とした。図 2.2 には動翼振動 応力と流体特性計測システム例を示す。

図 2.3 に静翼下流の瞬間全圧分布例を示す。計測さ れた全圧分布はほぼ静翼1ピッチ分(1 枚の静翼から 隣接する静翼までの間)あり、全圧の谷間の部分は 静翼後流の速度欠損の部分に相当する。この部分が 動翼に流入することで、動翼表面の静圧分布が変動 して非定常流体力の原因となる。予備解析として実 施した定常解析の結果と概ね一致することが分かった。







図 2.3 の結果を用いて動翼の各部位に作用する非定常流体力を求めてパワースペクトルを求めると 静翼通過周波数(動翼の回転周波数に静翼枚数を乗じた周波数)が卓越して現れる。動翼を単独で片 持ち支持された部材と仮定して流体力の変動成分に対応する応力を求めて既存計測結果と比較した。 図 2.4 は動翼表面振動応力の計測値例を示している。評価対象としている最終段動翼は図中のモデル 図で示す様に、翼の振動を減衰させるために2本の綴り棒(レーシングワイア)で連結されている。 綴り棒と翼とを溶接結合する設計(図中の×印)と溶接しないで綴り棒と翼の穴部との遠心力による 接触圧に対応した摩擦力による減衰のみを利用する設計(図中の〇印)の2種類の計測データが示さ れており、溶接しない方が明らかに減衰による振動低減作用が優れていることが分かる。設計条件に 近い図 2.4 の Mach 数 1.5 付近では、図 2.3 の静翼後流を動翼が通過することよって生じる振動応力が 支配的であると推定できる。



2.1.5 上流翼列と下流排気室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

E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 響しあっているので、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。

本年度研究では、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 対象として全周 360°の解析を行った¹⁷⁾。図 2.5a は ディフューザ壁面上のディフューザ解析格子、図 2.5b は子午面における解析格子を示す。今年度はディ フューザ下流の排気室形状を極力考慮して、従来解 析で観察されたディフューザ出口近くの剥離渦の挙 動をより精度良く求めるために出口側に解析領域を



図 2.5a ディフューザ壁面の解析 格子



-33 -

拡張した図 2.5b の黄色の格子が拡張された解析領域を示している。

境界条件として、ディフューザの入口全圧、出口静圧を計測値に合わせて全周 360°の分布を与えた。 更に本年度は、大型発電用タービンで一般的な条件である、最終段出口湿り度 8.2%(昨年度の解析は 主に 3.5% 湿り度で実施)の条件で解析を行い、同条件で計測されたデータとの比較を行った。本解 析の大きな特徴は、入口境界における蒸気の流入角度と全圧分布を、実機での計測値に基づいて与え ている点である。更に上流翼列後流の流れの乱れ成分の影響を考慮するために、多段翼列解析で求め た乱流量を上流境界条件として与えた。

図 2.6a-d は解析結果のマッハ数を周方向 4 個所(全圧計測点に対応した位置)の子午面において示 している。境界条件として与えた入口全圧分布と出口静圧分布に対応して周方向に分布が付いている が、昨年実施した 3.5% 湿り度の解析結果と比較すると周方向での変化は小さくなっている。

図 2.7 及び 2.8 はそれぞれ静圧分布と湿り度分布を周方向 4 個所の子午面上で可視化している。ディ フューザ上流の静圧は境界条件とは独立した変数で解析の結果求まったものである。周方向に比較的 大きな分布が付いており、動翼の最適設計を行うために重要なデータである。図 2.9、2.10 は流線を 3次元的に可視化したものであり、図 2.9の赤点線で示した円はディフューザ出口端を示している。 今回、ディフューザ下流側に解析領域を拡張して、ディフューザ出口付近の剥離による渦流れをより 精度良くとらえることが出来た。

紙面の制約で図を省略したが、解析静圧回復係数は計測された静圧回復係数と周方向の平均値とし てはほぼ一致している。このことより、本解析はディフューザ性能を設計に適用できる精度で予測で きることが分かる。更に、ディフューザ出口における解析全圧分布は計測値の範囲内にほぼ入ってお り、本解析は剥離の発生に起因するディフューザ損失を精度良くとらえていることが分かる。

以上の結果より、地球シミュレータ上で最適化された「数値タービン」は、昨年度より湿り度が大 きな、実際の蒸気タービンと同じ条件においても、精度良く流れ場を解析できることが確認できた。



図 2.6a 解析 Mach 数分布 図 2.6b 解析 Mach 数分布 図 2.6c 解析 Mach 数分 周方向4°の位置



周方向96°の位 置



布周方向 208° の位置



図 2.6d 解析 Mach 数分 布周方向 264° の位置



図 2.7a 解析静圧分布周 方向 4°の位置



図 2.7b 解析静圧分布 周方向 96°の 位置



図 2.7c 解析静圧分布周 方向 208°の位置



図 2.7d 解析静圧分布 周方向 264°の 位置



図 2.8a 湿り度分布周 方向 4°の位置



図 2.8b 湿り度分布 周方向 96° の位置



図 2.8c 湿り度分 布周方向 208°の位 置



図 2.8d 湿り度分布 周方向 264° の位置



図 2.9 解析流線(上流より見る)





2.2 動翼の構造解析

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。

本プログラムは今回の研究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。

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。

図 2.11 に最初に実施した単独翼としての振動解析で求まった代表的な振動モードを示す。各モード とも、既存の解析結果と概ね一致する結果となった。

図 2.12 に実際の設計で採用している綴り構造を含む翼群構造解析モデルを示す。図 2.13 に構造解 析格子の連結構造部分の拡大図を示す。

解析結果の一例として、図 2.14 に変形量の解析結果を、図 2.15 には中間連結穴周辺の応力解析結 果を示す。従来から設計で用いている解析法の結果と概ね一致することが確認でき、本格的な大規模 解析の準備が完了した。



図 2.11 単独翼解析結果 代表的な振動モード





図 2.13 構造解析格子 連結構造部分拡大図



図 2.14 解析結果 変形量



図 2.15 中間連結穴周辺の応力解析結果

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(レーシングワイア)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が確認できた。

3. 社会的・経済への波及効果の見通し

- 平成24年度の研究成果を用いることにより、設計負荷運転時の上流翼列後流及び上流周方向不均一流れによる非定常流体力の計算予測精度の向上を図ることができ、流動現象のメカニズムの 解明により設計改善に有効な知見を得ることができる。
- 2. 部分負荷運転時の周方向不均一流れによる非定常流体力の計算予測精度の向上、メカニズムの解明については、引き続き地球シミュレータを用いた研究を平成 25 年度も継続する。
- 3. 上記1、2の成果を用いて、高性能蒸気タービンの開発、実用化を行うために必要な実機データ を用いた解析法の検証を行う。ディフューザ流れに関しては実機と同じ湿り度条件において流体 力学的な検証を完了した。

従来のタービン動翼設計においては、流体力学的な損失を最小化できる理想的な形状に対して、運転中に想定される非定常流体力を運転実績や実機計測結果から予測して、剛性を増すために翼厚増加 などの余裕を持った設計を採用していることが多い。非定常流体力の計算精度を向上できれば、剛性 の制約条件を緩和させて、より流体損失を低減した最適設計が可能になる。その結果、蒸気タービン の効率を向上させることができる。

日本のメーカーで製造される蒸気タービンは北米、東南アジアなど広く世界各国に輸出されてお り、中国においても、技術提携により日本の技術で中国メーカーが高性能の蒸気タービンを生産する フォーメーションを構築している。従って、今回のプロジェクトで開発した技術は日本国内だけでな く、世界各国における発電効率向上と発電由来の CO₂ 削減に貢献できる。

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 ウエアの研究開発」プロジェクトにおいて開発されています。FrontISTR は東京大学生産技術研究所 革新的シミュレーション研究センター(CISS)の登録商標です。

参考文献

- 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.
- 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.
- 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.
- Gyarmathy G., "Zur Wachstumsgeschwindigkeit kleiner Flussigkeitstropfen in einer ubersattigten Atmosphare," Zeitschrift für angewandte Mathematik und Physik, 14-3, pp. 280- 293, 1963.
- Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, Journal of Computational Physics", 43, pp. 357-372, 1981.
- 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.
- Menter, F.R., "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal, 32-8, pp. 1598-1605, 1994.
- 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.
- 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.
- 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エア 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.