

数値流体解析のターボ機械への適用

Application of Numerical Simulation for Turbomachinery Flow Analysis

技術本部 宮脇俊裕*¹ 宮川和芳*¹

Alexander Wiedermann *²

高砂製作所 渡辺英一郎*³ 関直之*⁴

近年、ターボ機械の低コスト化のために、段数・翼枚数が従来より大幅に低減されてきた。このような厳しい条件下で、高性能化、信頼性向上を図るためには粘性流動解析技術を設計システムに組み込み、効率的に設計検討を行う必要がある。非粘性三次元翼列解析は既に一般的な技術になり、それを用いた三次元翼設計が普及している。今後は粘性流動解析が主要な設計ツールとなり、損失の評価を含んだ詳細な流れ解析に基づく新しい流体力学設計技術の開発が期待される。本報では多段三次元粘性流動解析、非定常翼列干渉解析等を設計ツールとして活用した事例を紹介する。本技術の実用化に伴い検証試験の回数が削減され、ターボ機械の開発期間短縮化が可能になった。

Recently the number of stages and blades used in turbomachinery has remarkably decreased compared with previous designs to reduce manufacturing costs. In order to get a good performance and high reliability in this condition, the study of design technology has to be effectively conducted using the turbomachinery design systems including viscous flow analysis. Inviscid three-dimensional flow analysis for the cascade has been already spread to the design of three-dimensional blade geometry. In the future, mainly viscous flow analysis will be used for turbomachinery design and the development of new flow design technology based on detailed flow analysis including the evaluation of losses will be expected. This paper describes examples which are practically used as design tools with three-dimensional viscous flow and blade interaction analyses, etc. The application of CFD technology has enabled the number of experiments needed for verification to be reduced together with the development period of new turbomachinery.

1. ま え が き

国内、外の市場競争加熱の影響で、ターボ機械は従来に比べて大幅なコストダウンを強いられ、ますます小型、高速化の傾向にある。また、同時に更なる高性能化、信頼性確保も要求されている。これらの条件を満足するには、設計段階で短期間に十分なパラメータサーベイを実施するとともに、ターボ機械内の流れを正確に把握し、設計思想に沿った適正な流れにコントロールすることが重要である。

近年コンピュータの高速化、大容量化及びコンピュータ利用技術としての数値計算手法の発展に伴い、高度な数値解析技術を用いたターボ機械設計が実用化しつつある。

特に CFD (Computational Fluid Dynamics: 数値流体力学) を利用した翼列、流路設計はその性能改善及び開発の加速の面で大いに効果を上げている。

ターボ機械設計ツールとしての CFD の利用はポテンシャル、オイラー解析による翼列の三次元効果、体積力による影響評価を始めとし、現在ではナビエ・ストークス解析による粘性効果の把握に至っている。また、その適用範囲は例えば単翼列から多段へ、定常から非定常へと大規模化してきている。

2. ターボ機械設計システムと CFD

ターボ機械の設計システムには、プラントの仕様が決まった後に短期間で多くのパラメータスタディを行い、熱流体、構造、振動の設計基準を満足するように、実機の翼形状を決定することが要求される。

設計システムは実験結果に基づくデータベースと CFD を含む各種数値解析プログラムの組合せで構成され、設計基準は実験結果

から決定し、設計検討ツールとして数値解析を用いる。新しい実験結果が得られた場合、即座にデータベースに反映することでシステムは更新され、最新の設計基準に沿った設計がなされる。

また、流体分野では粘性流動解析を数値計算風洞として用い各種翼型を数値計算風洞上で試験することで、従来、膨大な数の翼

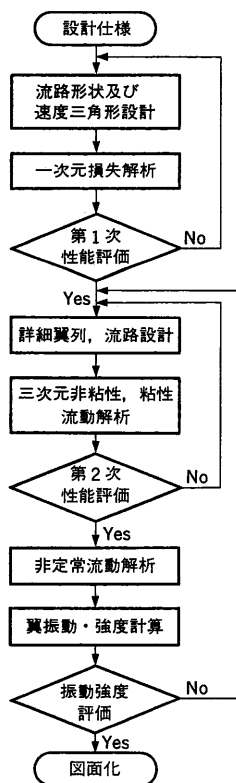


図1 ターボ機械設計フローチャート
ターボ機械の設計手順の概略を表す。
Turbomachinery design flow chart

*¹ 高砂研究所ターボ機械研究推進室

*³ タービン技術部タービン設計課主務

*² 高砂研究所ターボ機械研究推進室 工博

*⁴ タービン技術部ガスタービン設計課主務

列試験によっていた部分を短期間かつ低コストで検討できるようになった。図1に代表的なターボ機械設計システムのフローチャートを示す。初めに、与えられた仕様に対して主要寸法を決める概略設計を行い、経験的な損失モデルを用いてターボ機械全体の性能を検討し、目標値を満足することを確認する。次に翼列、流路の詳細設計を行うが、この段階でCFDは設計ツールとして多用される。

要求性能を満足する翼列を設計する場合、従来はオイラー解析結果と経験則に基づく設計基準を組合せて判断することが多かったが、この方法では経験則の範囲を超えて検討することは難しい。そこで従来の設計範囲を超えた高負荷化に対応するには、設計段階で解析的に翼性能を直接評価することが不可欠である。

設計システムには二次元、三次元粘性流動解析コードが組込まれ翼列、流路の設計と同時に性能評価が可能となるようにデータの一元化が図られている。

流体設計が終わると主要構成要素について非定常流動解析、振動・強度計算により信頼性の評価を行い、すべての設計基準を満足すれば設計が完了する。

表1にターボ機械の設計手法とCFDとの関係を示す。CFDの発展とともに設計基準はより直接的な物理現象との対比を表すようになってきた。例えば従来は非粘性流動解析結果の翼面速度分布から境界層の生長を推定し損失を定量化していたが、最近では粘性流動解析を用いて損失を直接的に定量化しており、粘性損失を最小化することがターボ機械設計時の目標と変わりつつある。

したがって、CFDの解析精度が直接ターボ機械の性能を左右することになり、ターボ機械設計システムを構築する際にはCFDの精度向上、設計者の熟練度に影響されない普遍性を保つことが重要である。

表1 ターボ機械設計へのCFDの適用
Application of CFD for turbomachinery design

コード	2D, Q3D ポテンシャル	3D オイラー	3D N.S.
主な手法	特異点法, 差分法	有限体積法, 差分法	有限体積法, 差分法
特 徴	・主流流れの計算	・体積力(遠心力, コリオリ力)による二次流れ考慮	・損失評価可能 ・複雑な流れの模擬
設計手法	・二次元設計 ・翼プロファイルの速度分布基準による翼列設計	・三次元設計 ・三次元効果を考慮した速度分布基準の翼列設計	・粘性損失発生メカニズムに基づく翼列設計

3. ターボ機械設計への適用

最近のターボ機械設計では、数値流体解析を設計ツールとして実用することにより性能、信頼性の向上を図っている。ここではその適用事例を紹介する。

3.1 翼プロファイルの設計

ターボ機械の設計では、まず二次元の翼プロファイルを設計し、それを三次元的に連ねることで翼型を形成する。従来の設計手法では非粘性流動解析を用いて、翼背面の最大流速と出口流速の比 D_t (翼面速度減速率) を求め、

$$D_t = 1 - \frac{V_{ex}}{V_{peak}}$$

V_{ex} : 翼出口速度

V_{peak} : 翼背面最大速度

D_t の値を、実験から経験的に決定されるガイドライン値以下になるように設計していたが、最近では粘性流動解析で翼表面の壁面摩擦係数を求め、翼表面の流れがはく離に至るまでの限界流速の評価が可能になり、より物理現象に準拠する形で設計判断を行うようにならってきた。

またCFDを用いると、実機で負荷条件が異なった場合の流動状態も容易にシミュレーションすることが可能である。タービンの負荷が変動すると、特に最終段の流動状態が変化し、出口流速が亜音速から超音速まで大きく変わる場合がある。

通常亜音速で最適設計された翼型は超音速条件で損失が急増し、逆に超音速で最適設計された翼は亜音速条件で損失が急増する。したがって、各運転状態における翼型性能を把握することは重要であり、この場合にも粘性解析が有力な設計ツールとなる。

図2に蒸気タービンのチップ断面の翼間マッハ数分布を示す。この翼型は超音速条件で損失を最小にするために、翼間通路は緩やかな絞り-拡大通路を形成しており、衝撃波損失は小さくなっている。

図3はこの翼列の損失値を計算と実験と比較したもので、垂直衝撃波、斜め衝撃波と境界層が強く干渉する領域も含めて、亜音速から超音速流れまで高い精度が得られている。

3.2 三次元翼列の設計

次に三次元の翼型形状を設計するが、最適形状を決定するには翼列のスパン方向流出角分布、スタッキング、翼型形状等を各種組合せて数多くのパラメータスタディを行う必要がある。

従来の設計範囲を超えた急激なターボ機械の高負荷化に対応し、

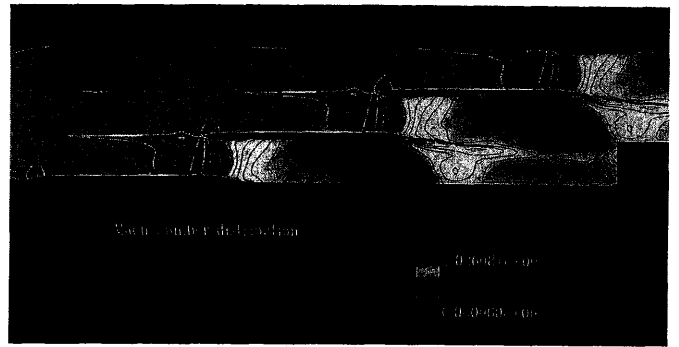


図2 タービン翼チップ断面マッハ数分布 蒸気タービン低圧最終段動翼先端の二次元プロファイルを粘性流動計算した結果で、翼周りのマッハ数等高線を表す。
Mach number distribution at tip plane of turbine

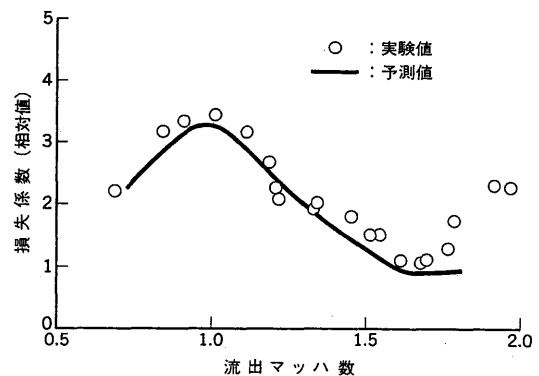


図3 タービン翼出口損失分布 損失係数(最小値で無次元化)予測値のマッハ数特性を実験値と比較した。
Loss distribution at exit plane of turbine

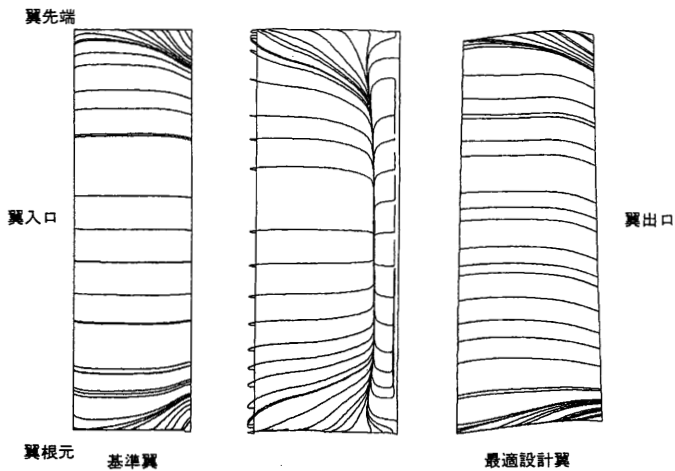


図4 タービン限界流線 蒸気タービン反動翼背面で、境界層内部の流線を描いた図で端壁粘性効果のために二次流れが発達すれば、流線は中央部に向かう。中央図の右側に縦に走る流線が見られるが、これは翼面で流れがはく離していることを表す。
Limit stream line of turbine blade

短期間で新翼を開発するには、翼列試験の件数を減らし、三次元粘性流動解析による数値計算風洞を用いることが不可欠である。

図4は三次元粘性流動解析を用いて蒸気タービン反動翼背面の境界層内部の流れを可視化した例である。左図は従来設計仕様の翼列で、端壁の粘性効果の影響で、上下壁近傍の領域に通路渦の発達に連れて二次流れが起こり、損失発生の原因になっている。この二次流れ損失はタービン内部損失の大きな部分を占めており、最小に抑える必要がある。これに対して中央図は従来翼に比べて単純に段数、翼枚数を低減した場合で、二次流れの領域が大きくなると同時に翼出口付近ではスパン方向の全域にわたって流れがはく離しており、損失が急増する。

また、高負荷化に対応した最適設計を行った場合の右図は流れのはく離域が見られず、従来翼と同程度の二次流れしか発生しておらず、性能を従来以上に保った上で高負荷化に対応できることを示唆している。

3.3 多段ターボ機械の設計

ガスタービンを例にとると、実機ではタービン部が数段、圧縮機が十数段から構成され、入口段の流れと上流の損失が蓄積した

後方段の流れの様相は大きく異なる。特に圧縮機は減速翼列で、上流側流れの影響を強く受け、かつ段数も多いので多段翼列としての検討が不可欠である。

従来、圧縮機の開発は多段モデルを用いた実験的アプローチが主体であったが、計算手法や乱流モデルの改良により多段圧縮機の内部流動が明らかにされつつある⁽²⁾。

図5は多段粘性流動解析結果のうち、翼背面の速度ベクトルを示したもので、左端が上流側で右へ進むに従い下流段に向かう。ハブ側の流れに着目すると、二次流れ領域が下流へ向かうに連れて大きくなっており、多段の影響を考慮して設計する必要があることが分かる。

3.4 吸込、吐出流路の設計

ターボ機械では翼列への流入、流出流れが性能に大きな影響を及ぼす。図6は粘性流動解析による水車のドラフトチューブの圧力分布を示したものである。

また、ドラフトチューブ下流で分岐している3つの流路の全圧分布と流量配分を併記する。

ランナからドラフトチューブへの流れはガイドベーン開度90%ではランナの回転と逆旋回、70%ではほぼ旋回なし、50%では強い順旋回となっているが、ドラフトチューブへの流れの旋回方向及びその量が3流路への流量配分を大きく変えている。また、旋回により流路入口で損失を生じていることもこの図により分かる。

このように三次元粘性流動解析により流路の面積、ピアの形状などの適正化を図ることが可能である⁽³⁾。

3.5 非定常流れの検討

ターボ機械の信頼性向上のためには、非定常流れのメカニズム及び各種励振力を定量的に把握することが必要である。これらの現象は多くの場合、周期性を持った定常流としての取扱いが可能であり、現在のコンピュータ能力でも十分に対応できることから、最近ではCFDを用いた検討が加えられている。

動翼、静翼にはその相対運動に起因する周期的な圧力変動が生ずる。図7は蒸気タービンの三次元翼列干渉解析による圧力分布である。この解析により動翼の回転に伴う非定常的な損失、流体励振力等を評価することが試みられている。

軸流ターボ機械では、低流量時に流れは複雑な三次元性を有し、翼に対して大きな負のインシデンス角をもって流入する。この場

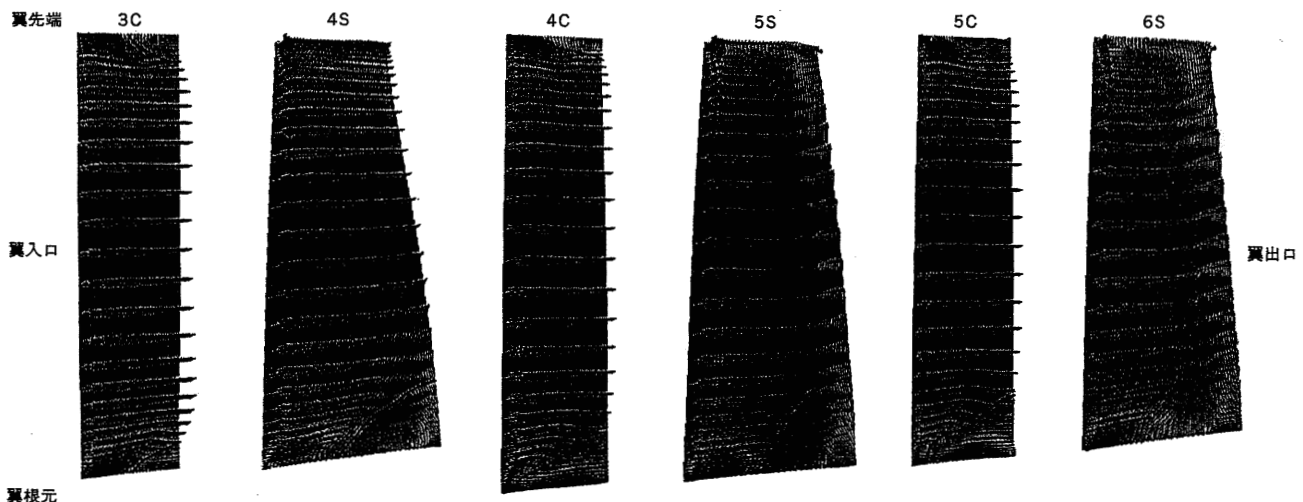


図5 多段軸流圧縮機翼表面速度ベクトル 左から右に向かって上流から静翼、動翼の順に並び、それぞれ翼背面近傍の速度ベクトルを表す。各図右下部の実線は、二次流れを示す。
Velocity vector on surface of multistage axial compressor

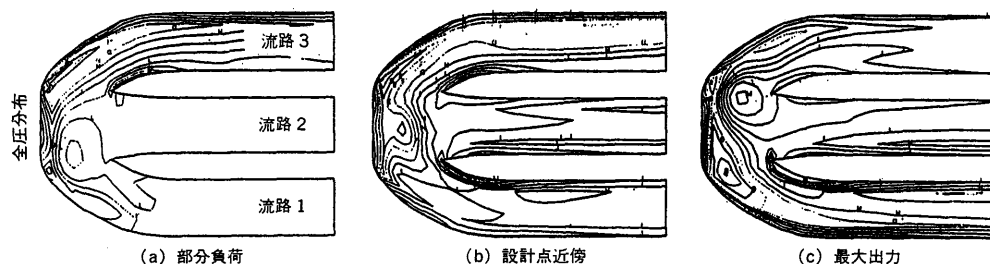


図6 水車ドラフトチューブ圧力分布, 流量配分 水車ドラフトチューブの圧力分布, 及び負荷の違いによる全圧分布, 流量配分を示す。
Pressure distribution and flow rate distribution in draft tube of water turbine

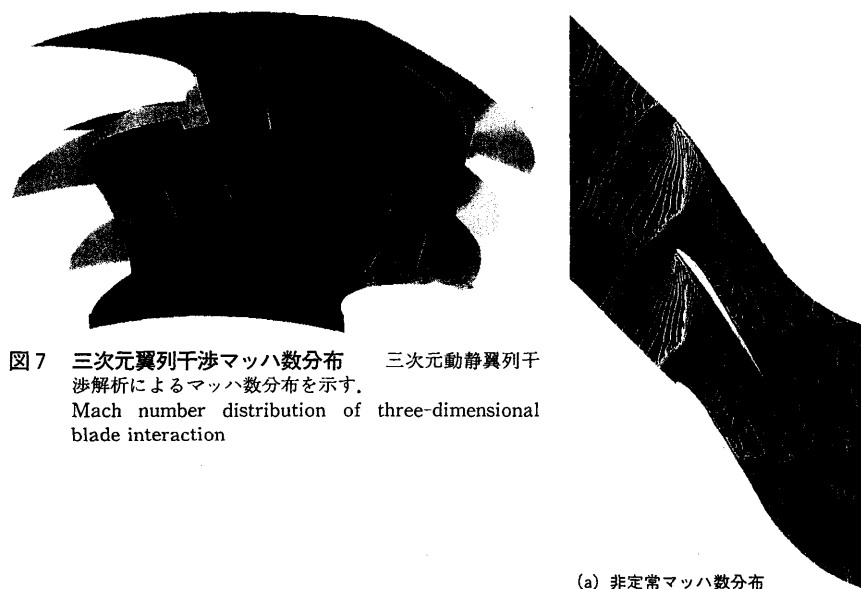
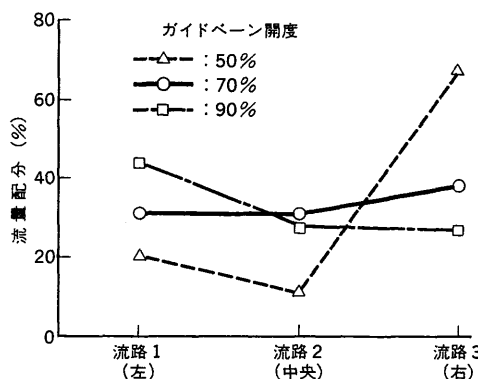


図7 三次元翼列干渉マッハ数分布 三次元動静翼列干渉解析によるマッハ数分布を示す。
Mach number distribution of three-dimensional blade interaction

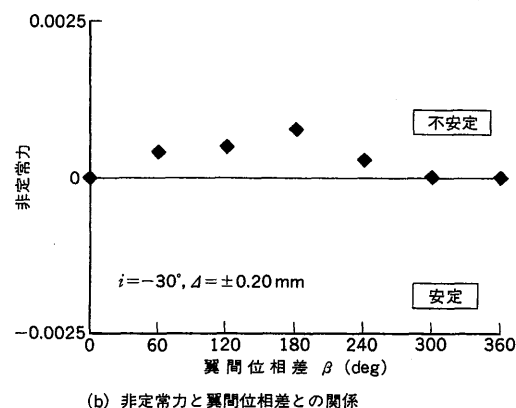


図8 失速フラッタ解析による安定性評価 失速フラッタ解析による非定常マッハ数分布及びインシデンス角が 30 deg の場合の非定常力と翼間位相差との関係を示す。
Unsteady mach number distribution by stalled flutter analysis

合, 作動条件によって流れは亜音速あるいは遷音速となり, 翼前縁からの大きなはく離, 衝撃波, ウエーク間の相互干渉を伴う失速フラッタが発生する。

図8に失速フラッタ解析によるマッハ数分布を示す。この図では衝撃波と境界層との干渉, 翼背面での境界層のはく離, 翼腹面での不安定な大はく離, 翼後縁からの渦の放出がみられる。また, 図中に非定常力と翼間位相差との関係を示す。この図に示すインシデンス 30 deg のケースでは大きな不安定な領域があることが分かる。従来, 失速フラッタは現象が複雑であることから実験的にメカニズムの解明が行われていたが, この解析を用いることで容易に失速フラッタの評価が可能になった⁽⁴⁾。

4. む す び

数値流体解析技術の発展に伴いターボ機械の設計手法も大きく進展した。特に粘性流動解析はターボ機械の高負荷化の傾向に対

応する設計技術で, 高性能翼開発のキーテクノロジーとして不可欠なものになっている。今後ますます CFD の適用範囲は拡大し数値実験の頻度も多くなると思われる。

参 考 文 献

- (1) 宮脇, 三次元流動解析技術の蒸気タービン翼性能向上への適用, 第30回ターボ機械協会講演会 (1993)
- (2) Wiedermann, CFD-Analysis of 3D Viscous Effects in Turbomachinery Cascades Including Tip Clearance Flow, Yokohama International Gas Turbine Congress (1995)
- (3) 宮川, 小室, 数値解析技術を用いた最近のハイドロタービン設計, 第31回ターボ機械協会講演会 (1994)
- (4) 江口, Wiedermann, Numerical Analysis of Unstalled and Stalled Flutter Using a Navier-Stokes Code with Deforming Meshes, Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines (1995)