

動静翼干渉によるラジアルタービン翼の空力励振力に関する研究

A Study of Aerodynamic Excitation Forces on a Radial Turbine Blade Due to Rotor-Stator Interaction

佐藤 渉 技術開発本部総合開発センター原動機技術開発部 主査
山方 章弘 技術開発本部総合開発センター原動機技術開発部 課長
服部 博明 技術開発本部 技師長

可変ノズルタービンの設計では翼共振による振動応答を予測することが重要である。本研究では空力励振力を引き起こすメカニズムを調査するために非定常 CFD を行った。この結果、励振力は衝撃波とノズル翼端漏れ流れの影響を受けることが示され、インペラ入口における動圧とマッハ数から成る一次元的な空力パラメータを使ってモデル化されることが分かった。さらに、CFD と FEM によって振動応答を算出して試験結果と比較した結果、CFD は励振力の定性的な評価が可能であることが確認された。

It is important to predict the resonant vibration level for the design of a variable nozzle turbine. In this study, unsteady CFD analyses are conducted to investigate the flow mechanism that causes aerodynamic excitation forces. As a result, it was found that excitation forces are affected by shock waves and the nozzle clearance flow, and that these forces could be modeled by using one-dimensional aerodynamic parameters for the impeller inlet's dynamic pressure and Mach number. Furthermore, the resonant vibration level was calculated by conducting CFD and FEM analyses and then comparing the results with the experimental data. As a result, it has been confirmed that the CFD results can be used for qualitative evaluations of excitation forces.

1. 緒 言

地球温暖化問題への意識が高まるにつれて、CO₂ 排出量削減のために自動車の低燃費化が進められている。低燃費化の有効な手段の一つであるエンジンのダウンサイジングというコンセプトとともに、出力の低下を改善するため過給機の搭載が普及している。過給機にはワイドレンジでかつ加速時の応答性が優れていることが要求されており、近年ではさまざまなエンジン作動条件に応じてノズル翼のスロートを調節し、タービン出力を制御する可変ノズル機構 (VGS : Variable Geometry System) を用いたラジアルタービンがディーゼルエンジンを中心に適用されている。一方、VGS タービンではノズル翼とインペラとの干渉によってインペラ翼面上に周期的な非定常圧力変動が発生し、これを励振力とした翼振動を引き起こすため、設計時に空力励振力を予測することが求められている。

近年では数値流体力学 (CFD : Computational Fluid Dynamics) を用いたタービン非定常流れ解析が行われ、インペラに掛かる空力励振力を見積もることで振動応答を定量的に評価する研究が盛んに行われている。Kawakubo⁽¹⁾ は空力励振力の発生メカニズムを評価するため、ノズル開度固定で圧力比違いによる非定常 CFD を

行い、ノズル翼端の隙間によって生じる漏れ流れとノズル翼後縁付近に生成される衝撃波によって、インペラ前縁に掛かる励振力が大きくなることを明らかにした。Schwitzke ら⁽²⁾ も非定常 CFD を行い、励振力の要因となる三つの流れメカニズムを示した。一つ目は動静翼間のポテンシャル干渉、二つ目はノズル翼のウエーク (後流)、三つ目はインペラ前縁負圧面付近の剥離渦である。しかし、車両用過給機においては、個々のエンジンの仕様や負荷によってノズル開度、圧力比ともに変化するが、これら二つの条件についてインペラに発生する空力励振力を系統的に評価した例は少ない。

よって、本研究ではノズル開度と圧力比を変化させた条件下でノズル翼とインペラの動静翼干渉を考慮した非定常 CFD を行い、ノズル開度と圧力比が励振力に与える影響を調査し、そのメカニズムについて分析した。さらに、分析結果から励振力に対して支配的な空力パラメータを抽出し、励振力はその空力パラメータを用いて簡易的にモデル化され得ることを示す。最後に、CFD と FEM (Finite Element Method) によって振動応答を算出して試験結果と比較することで、CFD は励振力の定性的な評価が可能であることを検証する。

2. 研究方法

2.1 研究対象

第1図にVGSタービンを搭載した過給機のCFDモデルを示す。第1図-(a)にカットモデルを示す。タービンは静止部であるスクロール、ノズル(VGS適用)と回転部であるインペラで構成されている。第1図-(b)に本解析で用いた回転軸断面形状(ノズル翼とインペラ)を示す。翼枚数はそれぞれ14枚と9枚であり、インペラ外径は約50mmである。VGSタービンでは、ノズル翼を滑らかに稼働させるためにノズル翼端に隙間を設けているが、本解析においてもハブ側とシュラウド側に一様な隙間を考慮しており、ノズル翼端隙間の大きさはノズル翼のスパン長に対して1.5%となっている。ノズル翼の開度は、小開度、中開度、大開度の3種類に設定し、各開度において圧力比を変化させて解析および振動応答計測を行った。

2.2 解析方法

解析には自社開発した三次元圧縮性非定常CFDコードを用いた。対流項の差分にはMUSCL-RoeのTVDスキーム、乱流粘性の評価には、低レイノルズ数型Spalart-Allmarasモデルを用いている。第1図-(c)に解析格子

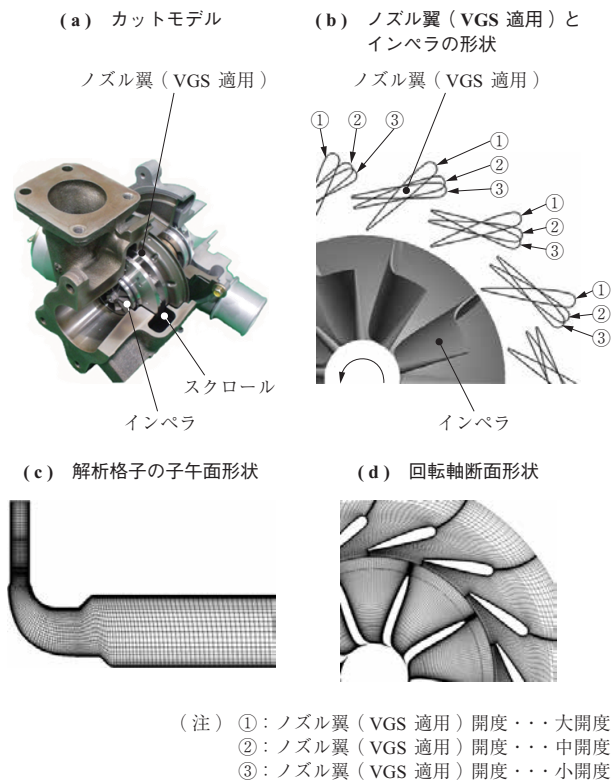
の子午面形状、-(d)に回転軸断面形状を示す。翼間の計算格子はH型構造格子を用いている。解析領域はノズル入口からインペラ出口までの翼列のみであり、スクロールは含めなかった。VGSタービンの場合、スクロールの非軸対称性による流れのひずみはノズル翼間部で抑制されインペラに対する影響が比較的小さくなるためである⁽³⁾。壁面第1格子幅はおよそ無次元距離 $y^+ < 3$ を満たすように格子を生成した。ノズルとインペラの翼枚数は互いに素であるため非定常CFDでは解析領域は全周となり、総格子点数は約1600万点に及んでいる。計算はPCクラスターで行い、並列計算によって計算時間の短縮を図っている。

入口境界条件にはノズル入口における全圧、全温、流れ角を与えるが、全圧、流れ角はスクロールの一次元性能予測モデルを用いて見積もった。インペラ回転数はインペラ固有値とノズル翼枚数から算出される共振周波数と一致させた。第1表に本研究で行った計算条件を示す。圧力比を変化させるときは、出口圧力一定で入口圧力を変化させた。

第2図に非定常CFD結果からインペラ翼面に発生する空力励振力の算出手順を示す。第2図-(a)に示すようにインペラはノズル翼からの流れと干渉し、第2図-(b)に示すような正圧面と負圧面の圧力差変動による励振力を受ける。この圧力差変動について第2図-(c)に示すようにFFT(Fast Fourier Transform)解析を行い、励振力が大きくなるノズル翼枚数次(回転14次)の圧力差振幅を抽出し、励振力の大きさの評価に使った。

2.3 試験方法

第3図に非接触翼振動計測システムの概要を示す。光学式センサによって翼端に光を照射し、反射光を検知することで翼通過時間を記録する。翼変形がない場合の翼通過時間との差を計算することで振動応答を求める。

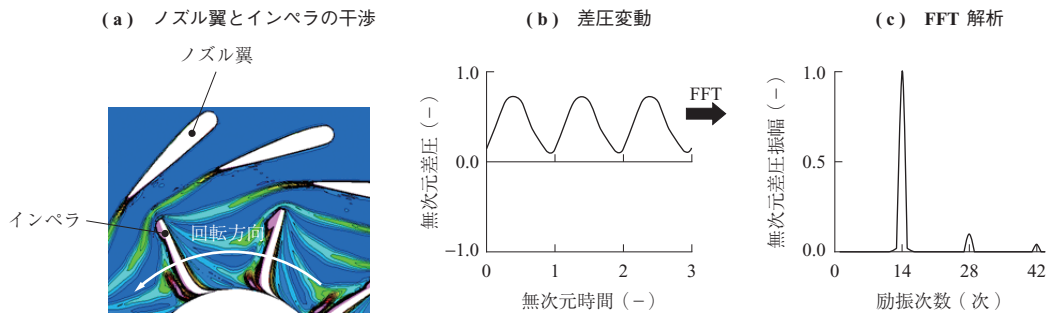


第1図 CFDモデル
Fig. 1 CFD model

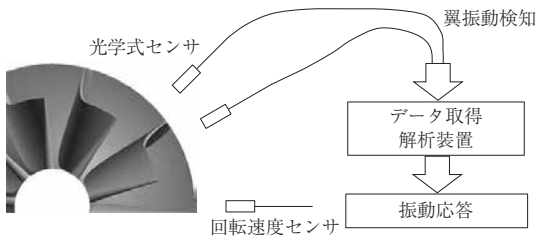
第1表 計算条件

Table 1 Computational conditions

項目	ノズル開度	圧力比
ケース1	小開度	圧力比小
ケース2	小開度	圧力比中
ケース3	小開度	圧力比大
ケース4	中開度	圧力比小
ケース5	中開度	圧力比中
ケース6	中開度	圧力比大
ケース7	大開度	圧力比小
ケース8	大開度	圧力比中



第 2 図 空力励振力の算出手順
Fig. 2 Procedure for deriving excitation force



第 3 図 非接触翼振動計測システム
Fig. 3 Non-intrusive stress measurement system

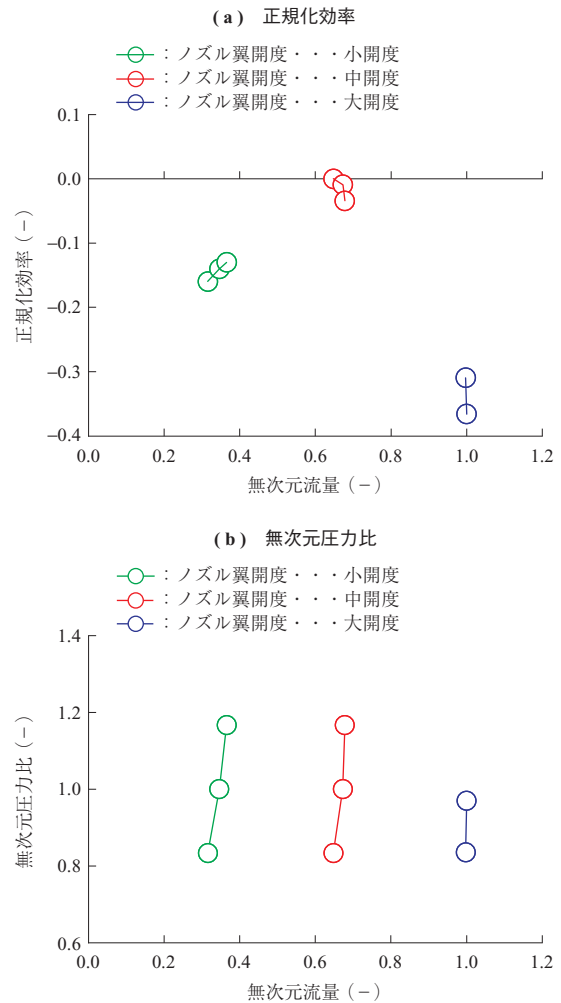
3. 結果と考察

3.1 タービン性能

第 4 図に非定常 CFD 結果のタービン性能特性を示す。グラフ中の圧力比は圧力比が中との比、効率は最大効率との差、流量は最大流量との比で正規化している。ノズル翼大開度・圧力比が大の条件では計算が不安定となり解析結果が得られなかった。

3.2 圧力比の影響

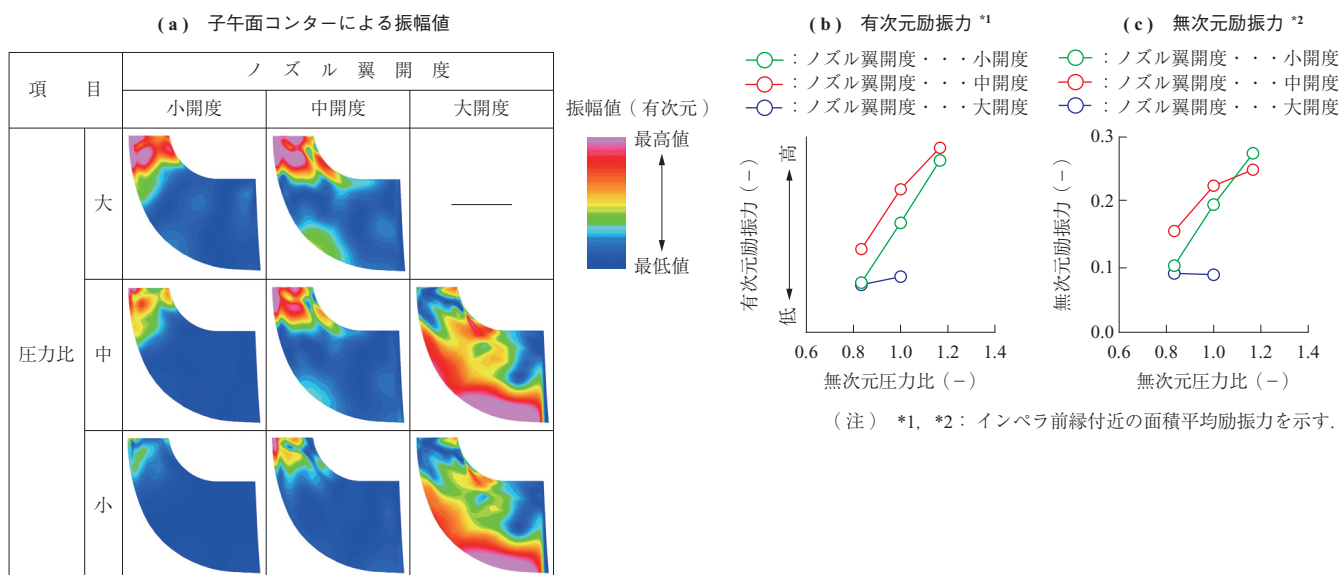
第 5 図に非定常 CFD 結果から得られたインペラ翼面に発生する空力励振力のノズル翼枚数次成分振幅値を示す。どのノズル翼開度（以下、開度）においても圧力比が大きくなると空力励振力の振幅値は大きくなるが、分布は大きく変化していない。各開度における圧力比の影響の違いを定量的に評価するため、インペラ前縁付近（前縁から翼長の 0 ~ 10% 位置）における空力励振力の振幅値を面積平均し、開度および圧力比に対する励振力変化を第 5 図 - (b), - (c) に示す。第 5 図 - (b) に示すように、いずれの開度でも圧力比が大きくなるに従い励振力が大きくなっており、また開度によって勾配が異なっていることが分かる。第 5 図 - (c) にインペラ入口での全密度 ρ_0 とインペラ周速 U から算出される動圧によって無次元した無次元励振力 $\Delta P / (0.5\rho_0 U^2)$ を示す。大開度については圧力比を変えても無次元励振力は変わっておらず、励振力は



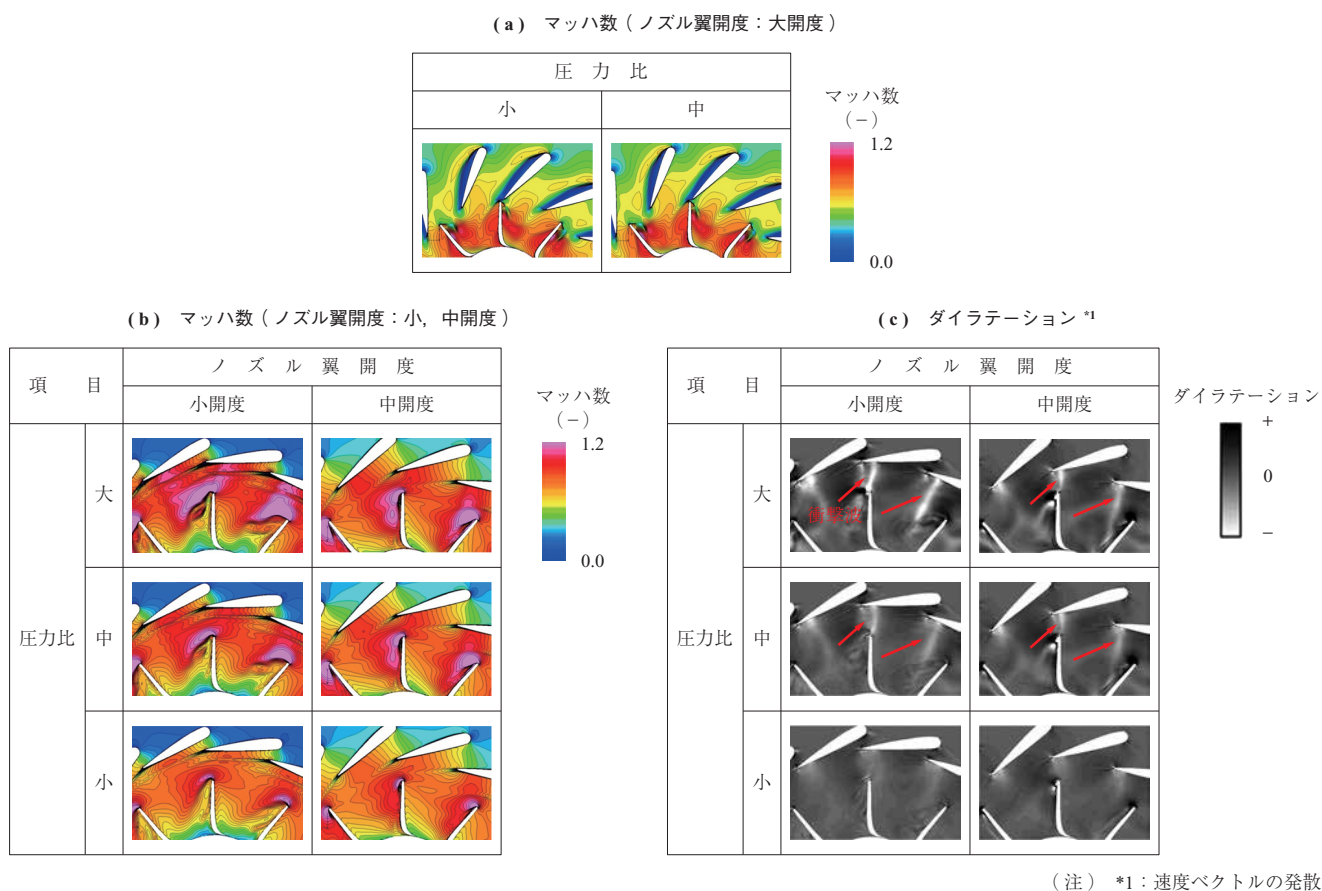
第 4 図 非定常 CFD 結果のタービン性能特性
Fig. 4 Turbine performance characteristics predicted by using unsteady CFD

密度に比例して変化することが分かる。一方、小開度、中開度については圧力比が大きくなるに従い無次元励振力も大きくなっている。これら圧力比の影響について、以下で考察していく。

最初に大開度での結果について検討する。第 6 図にミッドスパンにおける瞬時のマッハ数とダイラレーション



第5図 インペラ翼面に発生する空力励振力のノズル翼枚数成分振幅値
Fig. 5 1st VPF component of excitation force exerted on impeller blade



第6図 ミッドスパンにおける瞬時のマッハ数とダイラレーション分布
Fig. 6 Instantaneous Mach number and dilatation distribution at mid-span

分布を示す。大開度 (第6図 - (a)) ではインペラ後縁付近で流れがチョークしており、圧力比を変えてもノズルからインペラまでのマッハ数分布は変化しないため、無次元励振力も変化しない。

3.2.1 衝撃波の影響

次に小, 中開度について考察する。第6図 - (b) に示すように、大開度とは異なりノズル下流でマッハ数が1を超えている領域があり、圧力比が大きくなるに従いこの

領域が大きくなっている。この領域付近では衝撃波が生じており、その強さを評価するため第6図-(c)にダイラレーション分布を示す。ダイラレーションは速度ベクトルの発散によって算出され、流れ場が非圧縮性的場合はゼロになり、膨張するときは正、収縮するときは負の値をとる。圧力比小では衝撃波は見られないが、圧力比中ではノズル後縁付近で弱い衝撃波が観察され、圧力比を大きくすると衝撃波が強くなる。衝撃波によってノズル下流に形成される強い圧力場の乱れの中をインペラが通過することによって、インペラ翼面に圧力変動が生じ空力励振力が強くなると考えられる。このように、小、中開度では密度だけでなく、高マッハ数による衝撃波も励振力に強く影響している。また小開度と中開度で比較すると、小開度の方が衝撃波の強さに対する圧力比の感度が大きくなっている。

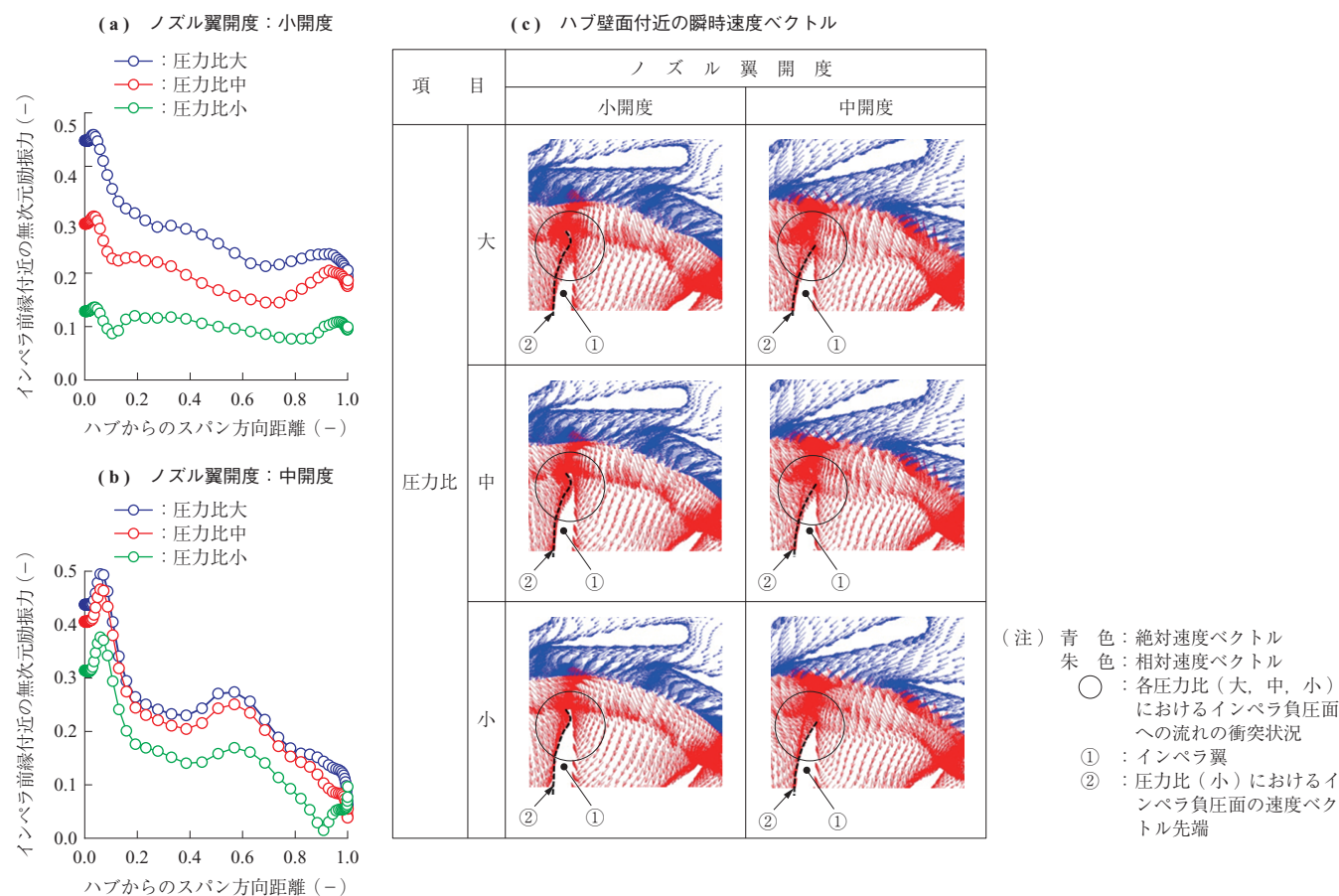
3.2.2 ノズル翼端漏れ流れの影響

第7図にインペラ前縁付近の無次元励振力とノズル翼端漏れ流れの影響を示す。ノズル翼端漏れ流れの影響を評価するため、第7図-(a)に小開度、-(b)に中開度におけるインペラ前縁付近の無次元励振力を示す。第7図-(c)にはハブ壁面付近の瞬時速度ベクトル（静止部は

絶対速度ベクトル：青色部、回転部は相対速度ベクトル：朱色部）を示す。ノズル翼端漏れ流れにおいては絶対流れ方向が半径方向内向きに向くため、第7図-(c)に示すインペラ翼①のように負圧面に流れが衝突し圧力上昇を引き起こす。ノズル翼端漏れ流れの影響が及ばない領域では、流れはノズル翼によって十分に転向されているので負圧面に衝突しない。これら二つの流れ場が交互に入れ替わることによって、インペラ前縁付近のハブ側とシュラウド側で励振力が生じる。さらに、圧力比が大きくなりノズル翼の負荷が高いほど衝突の影響は大きくなっている。この結果、第7図-(a)および-(b)に示すように、衝撃波の影響を強く受けるミッドスパン付近だけでなくノズル翼端漏れ流れの影響によってハブ側、シュラウド側でも圧力比が大きくなると無次元励振力が強くなる。また、小開度の方が漏れ流れに対して圧力比変化の影響が強く表れている。

3.3 マッハ数と無次元励振力の相関

本節では、タービン初期設計段階で励振力を簡易的に予測するモデル式の導出に寄与するため、励振力の要因となる一次元的な空力パラメータを抽出し励振力との相関を検

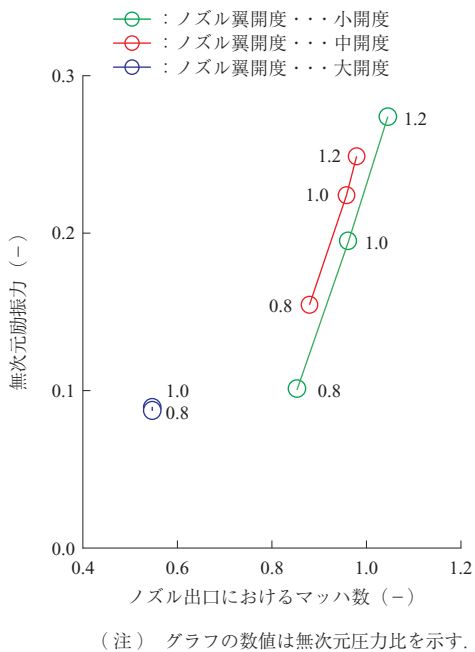


第7図 インペラ前縁付近の無次元励振力とノズル翼端漏れ流れの影響
Fig. 7 Normalized excitation force near impeller L/E and effect of nozzle clearance flow

討する。3.1 節および 3.2 節で述べたように、励振力は密度だけでなく衝撃波とノズル翼端漏れ流れの影響を受ける。

ノズルでの加速が大きいとき、つまりノズル翼負荷が高くノズル出口（インペラ入口）マッハ数が大きいときに、衝撃波とノズル翼端漏れ流れの影響は強くなる。第 8 図にマッハ数と無次元励振力の相関を示す。大開度の相関は、小、中開度と大きく異なっている。これは、大開度のインペラインシデンス角は負であるが小、中開度では正なので、大開度のみがインペラ内の流れ場が大きく異なるためと考えられる。小、中開度では圧力比が大きくなるとマッハ数および無次元励振力が大きくなる。第 5 図 - (b) および - (c) で見られる圧力比と無次元励振力の相関に比べ、第 8 図で示されるようにマッハ数は、より強い相関（強い線形性）をもっている。また小、中開度の相関はほぼ同様であり、線形的に関数化され得る。これは、小、中開度のインシデンス角は近い値なので流れ場が比較的似た傾向となっているためと考えられる。

以上の結果、励振力は一次元的な空力パラメータ（インペラ入口の動圧とマッハ数）を用いてモデル化され得ることが示され、三次元非定常 CFD だけでなくタービン初期設計段階においては一次元定常計算でも簡易的に予測し得ることが示された。今後は、異なるタービンに対しても励振力と空力パラメータの相関を確認し、一般性のあるモデル式を導出することが課題である。

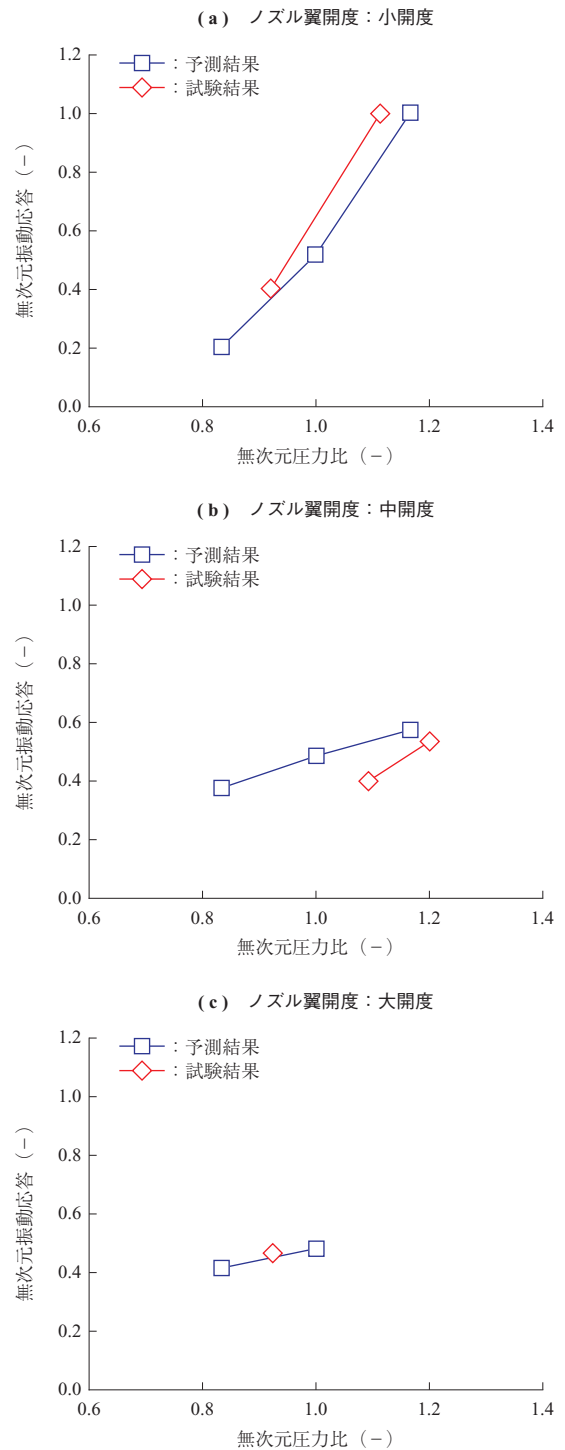


第 8 図 マッハ数と無次元励振力の相関

Fig. 8 Correlation between Mach number and normalized excitation force

3.4 振動応答の予測と試験の比較

最後に振動応答の予測結果と試験結果を比較することで CFD の検証を行う。予測は非定常 CFD と FEM によって行う。FEM ソルバーには ANSYS を適用した。第 9 図に振動応答の予測結果と試験結果を最大値で正規化して示す。振動応答に対する圧力比の感度について、小開度においては予測は試験と良く一致しているが、中開度において



第 9 図 振動応答の予測結果と試験結果

Fig. 9 Comparison of predicted and measured resonant vibration levels

ては予測は試験の約半分の感度である。一方、開度が大きくなると圧力比の感度が小さくなるという傾向は予測と試験で一致している。以上の比較結果から、一部で定量的なかい離があるものの、CFD は励振力に対する開度と圧力比の影響を定性的には捉えられていると考えられる。

4. 結 論

インペラ励振力に対するノズル翼開度と圧力比の影響を調査するため VGS タービンを対象に非定常 CFD を行った。また、振動応答の予測結果と試験結果を比較することで CFD の検証を行った。結論は以下のとおりである。

- (1) ノズル翼大開度ではインペラ後縁付近でチョークしており圧力比を変えてもマッハ数分布は変化せず、励振力はインペラ入口密度に比例して変化する。
- (2) ノズル翼小、中開度では圧力比、マッハ数が大きいとき、励振力に対する衝撃波とノズル翼端流れ流の影響が強くなる。またこの現象は小開度の方がより顕著に表れる。
- (3) タービン初期設計段階で簡易的に励振力を予測するため、励振力は一次元的な空力パラメータ（インペラ入口の動圧とマッハ数）を用いてモデル化され得る。

- (4) CFD は励振力に対するノズル開度と圧力比の影響を定性的には捉えられた。

参 考 文 献

- (1) T. Kawakubo : Unsteady Rotor-Stator Interaction of a Radial-Inflow Turbine With Variable Nozzle Vanes ASME Proceedings Turbomachinery Paper No. GT2010-23677 (2010.6) pp. 1 - 10
- (2) M. Schwitzke, A. Schulz and H. -J. Bauer : Numerical analysis of aerodynamic excitation of blade vibrations due to nozzle guide vanes in radial inflow turbines ISROMAC-14 (2012)
- (3) S. Ota and T. Kawakubo : A Numerical Study on the Three-Dimensional Flows in the Scrolls and Nozzles of a Radial Turbine for a Variable Geometry Automotive Turbocharger International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo TS-028 (2007.12)
- (4) W. Sato, A. Yamagata and H. Hattori : A study on unsteady aerodynamic excitation forces on radial turbine blade due to rotor-stator interaction 11th International Conference on Turbochargers and Turbocharging (2014.5) pp. 389 - 398