

〔論文〕

タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究 (実験及び簡易モデルによるCFD)

船崎 健一*¹ 山田和豊*² 菊池 護*³ 佐藤英明*⁴

Studies on Effects of Stator-Rotor Axial Gap upon Aerodynamic Performance of a Single Stage Axial Turbine (Experiment and CFD Using a Simple Flow Model)

Ken-ichi FUNAZAKI, Kazutoyo YAMADA, Mamoru KIKUCHI and Hideaki SATO

Measurement and unsteady RANS simulations are performed using a time-accurate and high-resolution flow solver to clarify unsteady flow field inside a single-stage axial turbine. The final goal of this study is to reveal how and to what extent unsteady aerodynamic interaction inside the turbine stage affects the turbine stage efficiency, and the focus in this paper mainly deals with the effect of stator-rotor axial gap. A simple but realistic computational model is constructed, for example the blade-count ratio used in the numerical simulations is almost the same as that of the real turbine concerned. The flow field is also measured using a five-hole Pitot probe placed downstream of the stator vanes as well as the rotor blades. Detailed comparisons between the experimental data and numerical data are then made to elucidate the effect of the axial gap on the stage performance. It follows that the interaction of stator wake or stator passage vortex with rotor secondary flow is one of the key flow events that control the stage aerodynamic performance.

Keywords : Turbine Stage, Unsteady Flow, Axial Gap, Measurement, Numerical Simulation

1. 目的および背景

タービン段内部では、動翼列が静翼列に対して回転運動することにより空力的な相互干渉が発生している。例えばwake干渉とよばれる干渉では、上流側翼列から流入するwakeが下流側翼列に対し周期的に衝突し、その後分断、変形及び移流されるが、その過程でタービン段内部における強い三次元かつ非定常な現象が引き起こされることが知られている¹⁾。

また、タービン段内部では、翼根元部での端壁面境界層の巻き上がり渦を始めとして、様々な二次流れ渦が生じており、これらの渦が下流側翼

列と干渉することによって、流れ場の非一様性、非定常性が強まり、結果としてタービン出力の低下を引き起こす要因の一つとなっている。

このように、タービン段内部流は三次元で非定常かつ複雑な流れ場として特徴付けられており、そのような流れ場が段落性能に及ぼす影響を定量的に評価する事は容易ではない。そのため、従前のタービン空力設計においては、定常流を仮定した設計が行われてきている。現在、段落内部のフローパターンの見直しや翼の三次元化、エンドウォールコンタリングなど、定常的な流動場で発生する損失の低減を実現する技術が着実な進展を見せており、更なる効率向上が困難に思えるまでに空力設計技術は進歩している。しかし、このような最新の空力設計技術も流れの非定常性を考慮して最適化されている訳ではなく、まだ改善の余地は残されている。

* 1 岩手大学 工学部
E-mail : funazaki@iwate-u.ac.jp
* 2 九州大学 工学部
* 3 岩手大学 工学部
* 4 三菱重工業株
原稿受付日 平成21年●月●日
6 4

2 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(2)

また、例えば現行レベルの信頼性や効率を維持しつつ更なる高負荷化の実現を試みる場合、定常流を仮定した設計法では見込まれる損失が過大となることから、非定常的流動場における損失生成メカニズムの解明が設計空間の拡大にとり重要な課題となっている⁽²⁾。

以上のような背景から、本研究ではタービン段の非定常現象に影響を及ぼすパラメータの一つである動静翼間距離に注目し、距離を変化させた場合の静翼wakeや流路渦と動翼列との干渉形態、そして距離の変化が空力性能にどの程度影響を及ぼすかを実機に近い環状翼列を用いて調査する。最近の研究では、距離を狭めるほど段落効率の面では好ましいという知見が得られている^{(3)~(11)}。しかし、研究例が少なく、また、細部までの調査も十分には行われていないため、得られた知見が一般化されるまでには至っていない。

本研究では、先の研究⁽⁵⁾での試験方法やCFDでの境界条件等を見直し、改めて動静翼間距離が可変のタービン単段回転試験機を用いて、5孔ピトー管を用いた空力計測(時間平均特性)と高精度非定常流れ解析(時間平均及び非定常特性)を実施した。得られた結果を元に、動静翼間距離が時間平均的な空力性能に与える影響についての調査を行った。さらに、CFDの結果を基に動静翼干渉により生ずる非定常性がタービン段での流れ及び損失発生機構にどのように関係するかを解明を試みた。

2. 研究対象と実験手法

2-1 供試タービン段

本研究で使用したタービン回転試験機の概観をFig. 1に示す。本試験機は低圧の蒸気タービン段を模擬した単段回転試験機であり、上流側の静翼列50枚と下流側の動翼列68枚で構成されている。なお、タービン動翼は、それぞれ翼先

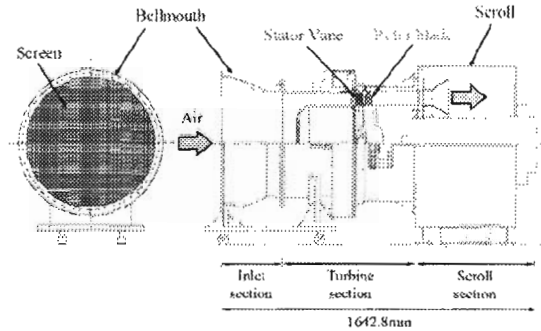


Fig. 1 Turbine testrig

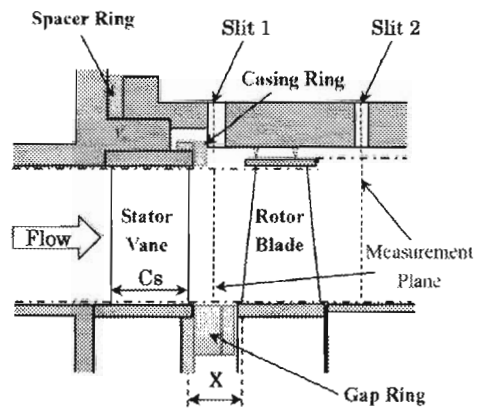


Fig. 2 Test section

端にシュラウドを有している。本試験機は、試験機後方に設置された2台のプロワによって大気を吸引することでタービンを駆動している。また、タービン回転軸に直結された動力計によって回転数を制御するとともに、トルクを随時モニタリングして段落効率を算出している。

2-2 動静翼間距離

Fig. 2に本試験機の子午面形状を示す。Fig. 2において、Xは動静翼間距離、Csは静翼軸コード(40.6 mm)である。調査した動静翼間距離(axial gap)はTable 1に示す3条件である。距離についてはこれ以後、狭いほうから順にGap S(基準状態)、Gap M、Gap Lと呼ぶ。動静翼間距離は、静翼側と動翼側のフランジの間にそれぞれの距離に対応した厚みのリング(Fig. 2の

3 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(3)

Table 1 Axial gap tested in this study

Axial Gaps	X (mm)	X/Cs
Small (Base)	10	0.246
Middle	15	0.369
Large	20	0.493

Spacer Ring)を挟み込み、静翼列を軸方向前方に移動させることによって調節している。静翼内周側と動翼ディスクとの間隙からの流れは動翼列内での二次流れ損失に影響を与える重要な現象であることが知られており⁶⁾、この影響をできるだけ排除し、かつCFDで用いている境界条件(個体壁条件)に極力近い流れ場を実現することを目的に、本研究ではGap Ringを静翼内周側に取り付けている。これによって、全ての動静翼間距離の条件においてハブ側の間隙を安全上の限界に近い約1 mmに留めることができた。同様に、距離を広げた際に生じるチップ側の隙間もCasing Ringによって塞いでいる。これにより、実機形状をほぼ的確に再現するリアルな計算モデルの構築を可能としている。

2-3 実験手法と試験条件

本研究では静翼入り口の速度、全圧、静圧の分布を標準型L型ピトー管によって測定している。測定位置は静翼前縁から約90 mm上流(2.22Cs上流)の位置であり、試験中にはこの位置で段落入り口流速を測定している。また、動静翼出口の時間平均速度、流れ角、全圧などの分布は5孔ピトー管によって測定している。静翼出口の計測面(Slit1)は、Gap Sの場合には翼後縁から約5 mm下流であり、そこで周方向に61点(静翼2ピッチ分)、半径方向に28点の合計1,708点で計測を行っている。この測定面の位置は、距離を広げた場合、それぞれ翼後縁から10 mm下流(Gap M時)、15 mm下流(Gap L時)となる。動翼出口の計測面(Slit 2)は、ハブ側の動翼後縁から約22 mm下流(0.54Cs)に位置

し、そこで半径方向に33点、周方向に16点(静翼1ピッチ分)の合計528点で計測を行っている。試験では、静翼入り口流速は15 m/s、動翼回転数は1,300 rpmとして、3種類の動静翼間距離の場合の流れ場計測を実施した。

3. 数値計算手法と境界条件

3-1 数値計算手法

基礎方程式はReynolds平均を施した三次元非定常圧縮性NS方程式であり、乱流モデルは $k-\omega$ モデルである。本スキームは有限体積法を用いた緩和型陰的高解像度スキームに基づいて構築されており、時間方向に陰的に離散化し、空間方向には六面体の計算セルを用いたcell-centered法による有限体積法に基づいて離散化している。非粘性流束はRoeの近似リーマン解法を用いたMUSCL型の三次精度TVD法によって、粘性流束は中心差分的に評価している。線形化されて得られた連立一次方程式はGauss-Seidel型点緩和法により解かれる。その際、各時間ステップでニュートン反復を適宜行い、時間精度を二次に保った。また、動翼先端半径と上流の音速で定義される無次元時間に対して時間刻みを0.001として非定常計算を行っている。

3-2 計算モデル

供試タービンの静翼は50枚の翼で構成されているが、計算負荷の軽減のため、数値計算においては静翼枚数を一枚増やして51枚とし、周期境界条件を適用して静翼3流路と動翼4流路の計算を行った。この際、ソリディティー及びスロート面積が変化しないように静翼断面形状を相似縮小した。翼枚数の変更は1枚のみであり、アスペクト比の変化は最小限に抑えられている。本研究ではタービン動翼シュラウドや翼端隙間の影響を考慮せず、Fig. 2の一点鎖線で囲まれた領域を計算領域とした簡易モデルを計算モデルとして用いた。

4 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(4)

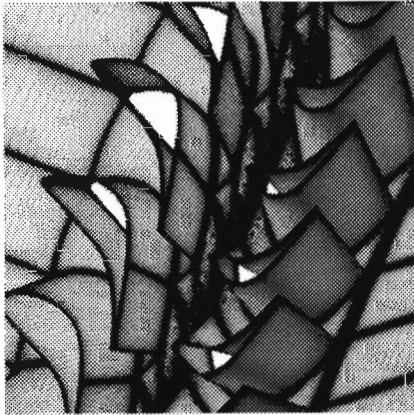


Fig. 3 Computational grid

3-3 計算格子

Fig. 3に本研究で用いた計算格子を示す。本研究では全てH型の構造格子をGridgen (Pointwise Inc.)により生成した。静翼では出口部での格子の歪みを回避するため、スロート部付近でブロックを上流側と下流側に分割した。上流側ブロックは流れ方向112セル、ピッチ方向64セル、下流側ブロックは流れ方向44セル (Gap S)、60セル (Gap M)、79セル (Gap L)、ピッチ方向に133セルを設定し、スパン方向には89セルを設けた。動翼格子は、流れ方向、ピッチ方向、スパン方向それぞれ224、64、89セル設けた。総

セル数は静翼3流路：動翼4流路の計算で約900万セルとなる。また、数値計算では動翼が静翼3ピッチを通過する時間を1周期とし、この間で時間平均している。

3-4 境界条件

流入境界には上流の全温、全圧を与えており、流出境界は圧力による補正を行い、全流量を規定している。壁面境界は滑りなし及び断熱としている。その他、流動条件は実験条件に準じて設定している。

前述のように、以前行った研究⁵⁾では、流入条件は全て一様流入としていた。しかし、後述するように、CFDで得られた結果と実験との差違が顕著であった。一様流入での解析では空力計測で得られる静翼下流の傾向を正確に捉えることが困難であると判断し、静翼上流での流れ場計測を行い、その結果を周方向に平均して半径方向に分布を有する流入条件を与えて解析を行った。Fig. 4に標準型L型ピトー管で計測された軸流速度分布 (左) 及び全圧分布 (右) を示す。Fig. 1に示す試験装置の構造 (主に、ケーシング側の方が最上流から計測面までの表面に沿った距離が長いことなど) の関係で、ケーシング側の境界層がハブ側と比較して大きく成長

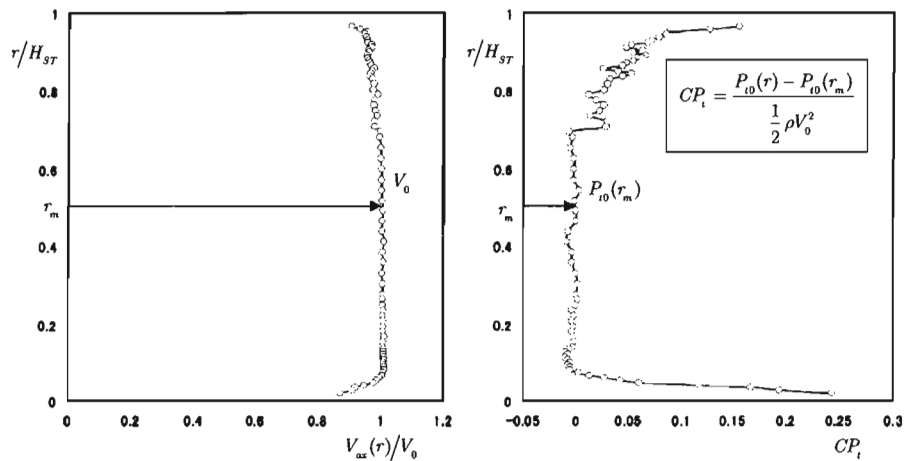


Fig. 4 Inlet flow conditions measured upstream of the stator (left : axial velocity / right : total pressure)

5 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(5)

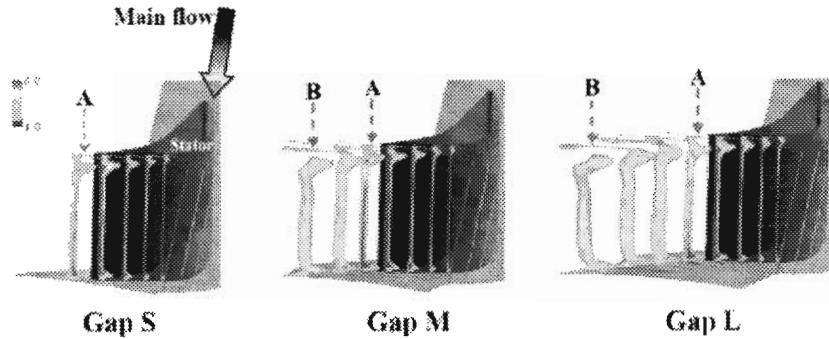


Fig. 5 Entropy contours downstream of the stator for three different stator-rotor gaps

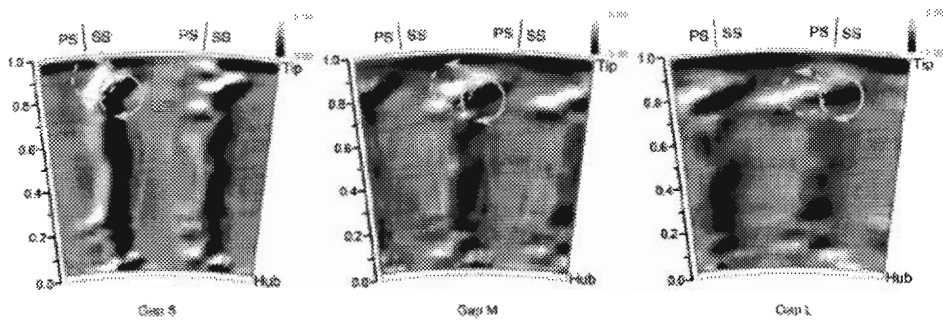


Fig. 6 Measured axial vorticity contours downstream of the stator for three different stator-rotor gaps

していることがわかる。なお、以下で述べるように、動静翼間距離が流れ場に与える影響にはハブ側での流動現象が深く関与していることから、非一様なケーシング側の静翼上流速度分布が本研究を通じて得られる知見を大きく変えるものではないと考えられる。

4. 結果及び考察

4-1 時間平均流れ場 (実験及びCFD)

(1) 静翼下流

Fig. 5 に、3種類の動静翼間距離に対して数値解析で得られた静翼下流におけるエントロピ分布を示す。この場合のエントロピは、固体壁表面近傍でのせん断流中における不可逆現象で生じたものであり、翼後流や二次流れ渦の発達状況を理解するのに有益な指標である。図中でA及びBは、それぞれ静翼後縁から2 mm下流及

び動翼ハブ側前縁から8 mm上流の位置を示す。これらの図から、二次流れの成長の状況や、動静翼間距離の拡大に伴いチップ側での二次流れが静翼wakeの比較的大きな変形を引き起こし、それが動翼入口の流れ場の変化をもたらしている状況などが理解できる。Fig. 5でのエントロピ分布と実験結果との比較を行うため、静翼下流で計測された流れ場から軸方向渦度分布を算出した。その結果をFig. 6に示す。ここで、色の濃い部分が時計まわりの渦度を示し、白い部分が反時計回りの渦度を示す。この結果から、静翼チップ側には反時計回りの渦(波線の矢印)と時計回りの渦(実線の矢印)が存在していることが確認できる。動静翼間距離の拡大とともに反時計回りの渦がミッドスパン側に移動している状況から、この反時計方向の渦は流路渦(Passage Vortex)であると考えられる。一方、

6 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(6)

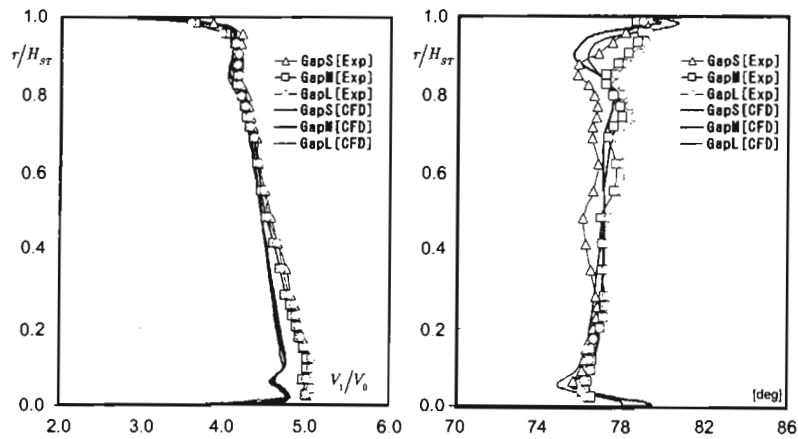


Fig. 7 Pitchwisely-averaged flow characteristics downstream of the stator (left : absolute velocity / right : yaw angle)

時計方向の渦は、Fig. 4 に示されるように静翼入口での軸速度がケーシング側のかかなりの範囲で欠損していることから、スパン方向への循環の変化による随伴渦(Trailing Vortex)⁽⁹⁾、または、流路渦と静翼wakeとの干渉によって生じた縦渦構造⁽⁷⁾と考えることができる。Fig. 5 と Fig. 6 の比較から、数値解析は静翼下流側での渦構造を定性的にはほぼ的確に捉えていることがわかる。

Fig. 7 に静翼下流の時間平均流れ場を示す。左は無次元絶対流速分布、右は絶対ヨー角分布である。

はじめに絶対流速分布を検討する。静翼出口における絶対流速分布は、ハブ側がチップ側より加速が強い状況を示しているが、動静翼間距離を広げても絶対流速にはほとんど影響しないことが実験結果から確認でき、また、数値解析の結果も同様の傾向を示している。なお、ハブ側で実験値と計算値が定量的に若干異なっている。特に数値解析では、ハブ側で流路渦に起因すると思われる比較的明瞭な加速・減速が発生しているが、実験では顕著には表れていない。一方、ヨー角分布では、動静翼間距離を広げにつれてハブ側でのヨー角が減少し、チップ側

でのヨー角が増しており、変化の度合いはチップ側が大きい。また、実験値では80%スパン付近に流路渦等によるoverturn及びunderturnが見られ、計算値でも同様の傾向が確認できる。ただし、実験値では、局所的なピークや変曲点が距離を広げるにつれミッドスパン側に移動する傾向を示しているが、計算値ではそのような兆候は明確には確認することはできなかった。原因の一つとして、静翼チップ側における計算モデルと実際の流れ場との違いなどが考えられる。

(2) 動翼下流

Fig. 8 に動翼下流の時間平均流れ場を示す。図中左は無次元軸流速度 V_{ax} 、右はヨー角の半径方向分布である。なお、縦軸は1を超えると値があるが、これは動翼シュラウド部の流路拡大部でも計測及び解析が行われたためである (Fig. 2 参照のこと)。CFD解析で予測されたヨー角分布には $r/H_{ST}=0.3$ 及び 0.8 付近に二次流れに起因する局所的なピークの発生が確認できる。動静翼間距離の変化によるこれらのピーク位置の変化やハブ側での軸流速度の減速領域に注目すると、動静翼間距離の拡大に伴い二つのヨー角ピークがミッドスパン側へ移動するとともに、ハブ側での速度欠損量も増加してい

7 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(7)

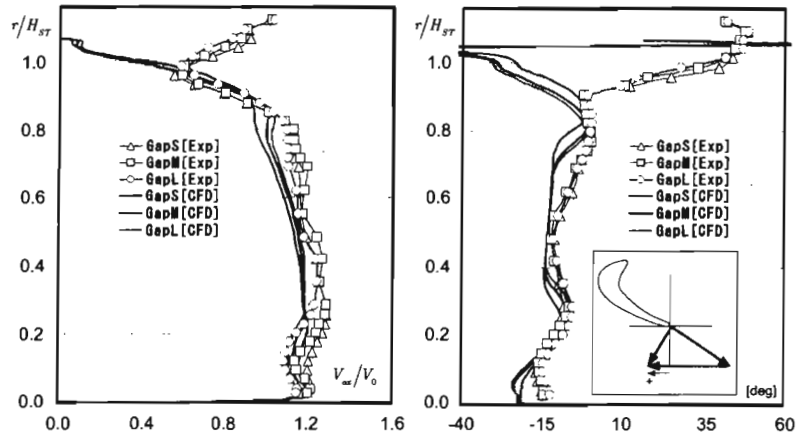


Fig. 8 Pitchwisely-averaged flow characteristics downstream of the rotor (left : axial velocity / right : yaw angle)

る。これらの現象、特に軸流速度欠損の増加傾向は、定量的な差違はあるものの、実験でも確認できる。ただし、実験で観測されたヨー角ピーク位置の変化は軸流速度の変化ほど明確ではない。

動静翼間距離の拡大によりハブ側での軸流速度が減少する傾向を示す理由としては、Fig. 5のエントロピー分布やFig. 6の渦度分布からも示唆されるように、静翼下流での強い旋回流によって生じた半径方向内向きの圧力勾配により低運動量流体である静翼wake内の流体がハブ側へ移流することや、ハブ面での移動距離が増加することによるハブ面上境界層の成長が原因であると考えられる。また、ヨー角分布のピークの移動は、動翼内における二次流れの成長に起因すると考えられる。この現象と静翼wakeとの関係については、後で述べる。

また、Fig. 8からチップに近づくにつれ実験と数値解析の結果が大きく異なることが確認できる。これは計算でシール先端隙間の影響を考慮していないことによるもので、動翼回転方向に大きく偏向する流れの傾向が捉えられていないためである^[8]。この点に関しては、今後改良した計算モデルを用いた解析を実施してい

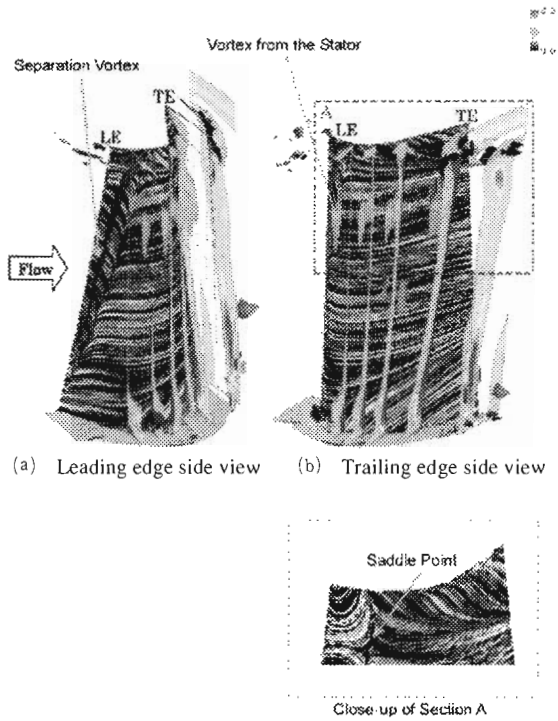


Fig. 9 Limiting streamlines on the blade suction surface, entropy contours on cross-flow planes and vortex cores identified with helicity

く予定である。

Fig. 9に数値計算で得られたGap Sにおける動翼負圧面の限界流線と、横断面上にはエントロ

8 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(8)

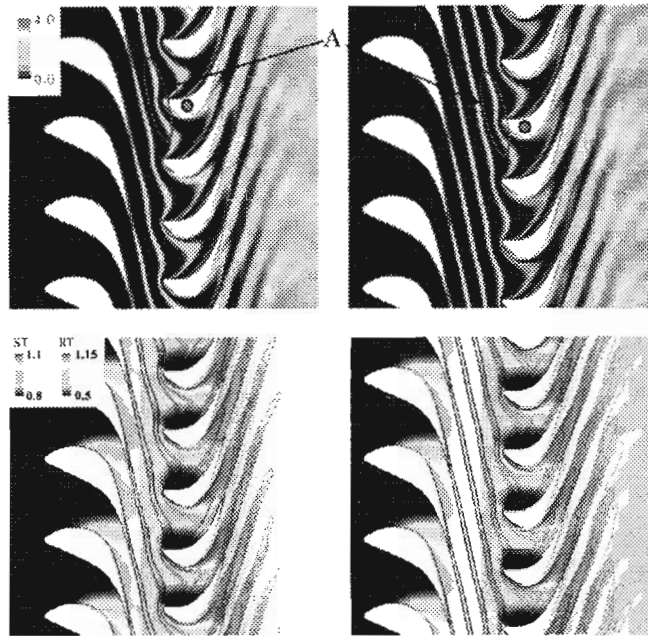


Fig.10 Entropy (upper) and velocity (lower) contours with entropy iso-value lines on 85%span height planes for Gap S (left) and Gap L (right) cases

ピ分布を示し、さらに無次元ヘリシティ(速度ベクトルと渦度ベクトルの内積をそれぞれの大きさの積で正規化したもの)で色づけられた渦コアを示す。このように色づけされた渦コアが流れ場に発生した縦渦に対応することから、動翼先端やハブ面側で成長する流路渦や静翼から流入する渦の存在をこの図から確認することができる。なお、Fig. 9の(a)は翼前縁側から、(b)は翼後縁側から見た図になっている。今回の動翼回転数条件での解析では、Fig. 9(a)に示すように動翼前縁に剥離渦が形成されており、これに伴う再付着線及びチップ側には鞍点の存在が限界流線のパターンで確認できる(Fig. 9(b)の拡大図参照)。この結果及び後述する動翼下流でのエントロピ分布の調査から、この条件では、正のインシデンスが大きくなることで動翼全スパンにわたる前縁剥離が発生し、それが翼先端での渦として巻き上がり、下流側へ成長する過程で大きな空力損失を引き起こしている状

況が明らかになっている。また、Fig. 9のハブ側の限界流線のパターン及びその近傍に発生している渦コアの分布状況から、動翼ハブ側で大規模な縦渦構造が発生していることもわかる。

4-2 非定常流れ場 (CFD)

Fig.10には、Gap S及びGap Lの二種類の動静翼間距離における85%スパン上の瞬時のエントロピ分布(上)及び速度分布(下)を示す。なお、速度分布には静翼側では絶対速度を、動翼側では相対速度を用いており、カラーバーの範囲も異なっている。また、速度分布にはエントロピの等高線も同時に示されている。

Gap SとGap Lを比較すると、静翼wakeが翼前縁に達する時点で、Gap Lでの静翼wakeはGap Sの場合よりも拡散が進行した状態で動翼に流入していることが、エントロピの等高線等から確認できる。Fig. 9 (Gap S)で見たように、今回の回転数条件では動翼前縁での剥離が確認されているが、前述したように、静翼下流の実験

9 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(9)

及び計算結果から動静翼間距離の増加により動翼に対するインシデンスの増加が確認されており (Fig. 7)、その結果として、翼前縁部での剥離領域の拡大と損失増加が予想された。実際、翼面の静圧分布からもこの局所的なインシデンス増加が確認できている^[8]。Fig.10の85%スパンのエントロピ分布を見ると、前縁の剥離領域 (長円A近傍)がGap Lでさらに拡大するとともに、その下流での負圧面境界層の発達、高エントロピ領域が拡大しており、インシデンスの変化が境界層の成長とそれに伴う形状損失の増加を引き起こしている状況が明らかになった。

Fig.11(a)~(c)及びFig.12(a)~(c)には、それぞれGap S及びGap Lの条件下で解析した流れ場を元に、動翼ハブ側の翼前縁から軸コード20%、60%、100%下流にある横断面上で描いた瞬時エントロピ分布と速度変動ベクトル (瞬時速度ベクトルから周期平均ベクトルを差し引き、横断面上に投影したもの)を示す。これらの瞬間図は、動翼下流側から見たものである。これらの瞬間図から、wakeを含む静翼下流の流れ場と動翼との干渉状況が理解できる。なお、静翼wakeは動翼に対して翼間流路①から翼間流路②の方向へ相対的に移動しながら流入する。

まず翼前縁から20%軸コード下流におけるGap S及びGap Lの結果に注目する。この位置では翼端側前縁近傍の剥離泡による高エントロピ領域が負圧面側に明確に現れている。またGap SとGap Lでは、ハブ側の壁面境界層による高エントロピ領域の厚みが異なっており、これが後述する両条件による損失生成の定量的差違に繋がっていると考えられる。静翼wakeが流入して翼背面と干渉するところ (Fig.11、12の③周方向位置)の変動速度ベクトルは、やや下向きの速度成分を伴いながら翼面に衝突する方向の成分を有していることがわかる。この振る舞いはnegative jetと呼ばれるものであり、翼面境界層

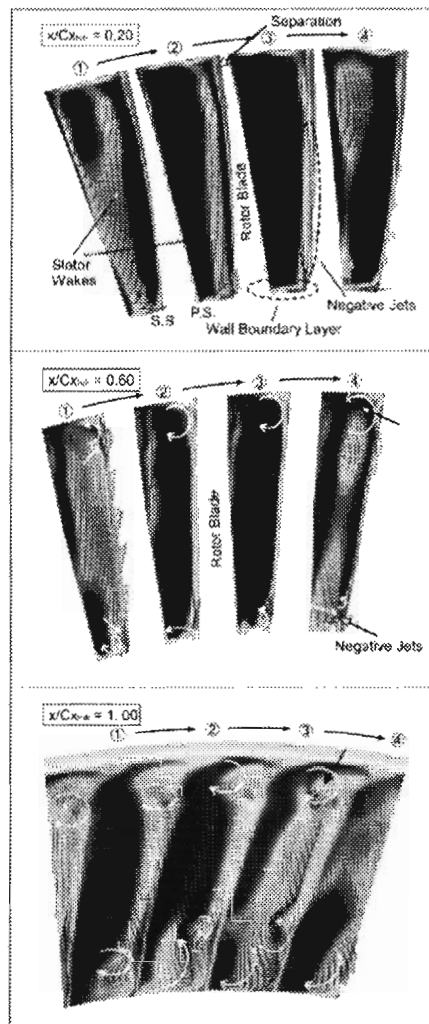


Fig.11 Entropy contours and fluctuating velocity vectors on three axial positions for Gap S case

だけでなく二次流れに大きく影響を与えている様子が軸コード60%下流位置での横断面上エントロピ分布及び変動速度ベクトルから理解することができる。軸コード60%下流位置においては、図中に示すようにハブ及びチップ近傍での二次流れ (渦構造)が明瞭に確認できるまでに成長しているが、これらの渦構造の回転方向及び出現位置が、静翼下流の流れ場、特にwakeとの干渉によって変化していることが、4つの流路間での流れ場の違いから把握できる。例え

10 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(10)

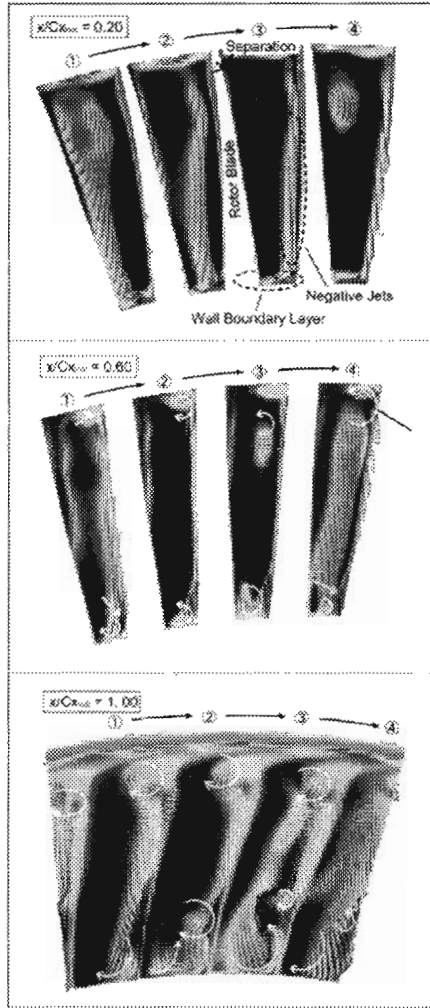


Fig.12 Entropy contours and fluctuating velocity vectors on three axial positions for Gap L case

ば、Fig.11について見てみると、翼負圧面が静翼wakeの影響を受けていない翼間流路②及び③では、ハブ側、チップ側にそれぞれ反時計回り、時計回りの流路渦が確認できるが、静翼wakeの影響を強く受けている流路①及び④では流路渦が確認できない、または流路渦とは反対向きに回転する流れが発生している。動静翼間距離の違いによる流れ場の差違は必ずしも際立っている訳ではないが、速度欠損の減衰に伴うnegative jetの弱化和ハブ側に発生している高エ

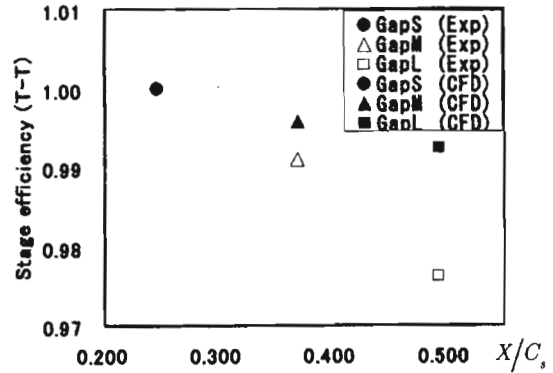


Fig.13 Variation of stage efficiency with the axial gap

ントロピ領域の規模の拡大が確認できる。同様の傾向は軸コード100%下流位置の横断面でも見ることができ、特に動静翼間距離の拡大によって、高エントロピ領域が拡大しつつミッドスパン側に移動していることが分かる。この移動の理由は、前述のように、動静翼間距離の拡大によるインシデンスの増加による剥離領域の拡大とそれに伴う渦の巻き上がり状況の変化であると考えられる (Fig.9 参照)。

以上をまとめると、動静翼間距離を広げたことによりハブ面上境界層がより成長すると同時に、静翼流路渦や静翼wakeが動翼内に流入する以前に減衰することによって、それらの動翼流路渦抑制効果が弱まり、結果として損失が増加すると考えることができる。また、チップ側では、動翼前縁剥離渦によってチップ側に巻き上げられた低運動量流体が下流に流出することで高損失領域が発生しており、その位置も動静翼間距離の拡大でミッドスパン方向に移動している。

4-4 段落性能

Fig.13にタービン段での断熱効率が動静翼間距離によってどのように変化するかを、実験、数値解析それぞれについて示す。実験及び数値解析での効率の算出方法は下記の通りである。

11 タービン段における空力特性に与える動静翼間距離の効果に関する研究…(11)

$$\eta_{EXP} = \frac{T\omega}{\frac{\kappa}{\kappa-1} R \bar{T}_{01} (1 - (\bar{P}_{02} / \bar{P}_{01})^{(\kappa-1)/\kappa})}$$

$$\eta_{CFD} = \frac{1 - \bar{T}_{02} / \bar{T}_{01}}{1 - (\bar{P}_{02} / \bar{P}_{01})^{(\kappa-1)/\kappa}} \quad \dots(1)$$

ここで

- P_{01} 、 P_{02} : タービン段入口及び出口での全圧
 R : ガス定数
 T : トルク
 T_{01} 、 T_{02} : タービン段入口及び出口での全温
 κ : 比熱比
 ω : 角速度
 \bar{f} : 物理量
 f : 流量平均値

実験では計測したタービン出力によって、計算では全温降下によってそれぞれ効率を評価しており、全てGap Sの場合の効率で無次元化している。実験と数値解析ともに、動静翼間距離を広げることで段効率がわずかではあるが低下する傾向が得られた。動静翼間距離の拡大による効率低下の原因については、4-3章での非定常流れ場の観測結果などを総合すると、ハブ側での境界層成長や静翼流路渦やwakeの二次流れ抑制効果の低下などを挙げることができるが、条件等を変えるなどしてさらに調査する必要がある。

5. 結言

本研究を通じて明らかになったことを以下にまとめる。

- ① 動静翼間距離の増加により、限定的であるがヨー角の半径方向分布など動翼入口条件が変化することを確認した。また、動翼下流での時間平均流れ場にも動静翼間距離の効果は現れており、特に、二次流れや動

翼ハブ側での速度分布に影響を与えていることが明らかになった。

- ② 非定常流れ解析の結果から、動静翼間距離の拡大によって動翼内に流入する端壁面境界層が発達し、動翼内でより強い二次流れが発生している。この現象には、静翼流路渦や静翼wakeの減衰による動翼内二次流れ抑制効果の弱化作用も関与している。
- ③ 動静翼間距離の拡大により段効率が低下する傾向を示すことが、実験及び数値解析の結果で明らかとなった。

<参考文献>

- (1) 船崎健一, ターボ機械の非定常流体力学の最新動向(特に性能向上に関する研究動向), ターボ機械, Vol.34 (2006), 514
- (2) Praisner, T. J., et al., "Toward the Expansion of Low-Pressure-Turbine Airfoil Design Space", ASME Paper GT2008-50898 (2008)
- (3) Gaetani, P. et al., "Investigation of the Flow Field in a HP Turbine Stage for Two Stator-Rotor Axial Gaps : Part1, Part2", ASME Paper GT2006-90553, 90554 (2006)
- (4) Yamada, K. et al., "Effect of wake passing on unsteady aerodynamic performance in a turbine stage", ASME Paper GT2006-90783 (2006)
- (5) Funazaki, K. et al., "Experimental Studies on Aerodynamic Performance and Unsteady Flow Behaviors of a Single Turbine Stage with Variable Rotor-Stator Axial Gap : Comparisons with Time-Accurate Numerical Simulation", ASME Paper GT2007-27670 (2007)
- (6) Rosic, B. et al., "The Importance of Shroud Leakage Modeling in Multistage Turbine Flow Calculations", Journal of Turbomachinery, Vol.128 (2006), 699
- (7) Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, Wiley (1996), 545
- (8) 佐藤, 環状タービン翼列の三次元非定常流動解析及び空力性能に与える動静翼間距離の効果, 平成19年度岩手大学修士論文 (2008)
- (9) 流体力学ハンドブック, 日本流体力学会編, 丸善 (1987), 247