

機関番号：11201
 研究種目：基盤研究(C)
 研究期間：2008～2010
 課題番号：20560145
 研究課題名(和文) 3次元タービン内部流れにおける非定常効果発現機構の解明と効率制御手法への展開
 研究課題名(英文) Studies Revealing Mechanism of 3D Unsteady Flow Effects in Turbomachines upon Aerodynamic Performance and Development of Performance Control Methods
 研究代表者
 船崎健一 (FUNAZAKI KEN-ICHI)
 岩手大学・工学部・教授
 研究者番号：00219081

研究成果の概要(和文)：従来のタービン段設計においては、タービン段内部の流れ場を定常流として取り扱ってきたが、更なる空力性能の向上を達成するためには、タービン段内部に生じる非定常的な流れ場を考慮する必要がある。しかしながら、これらの様な非定常的な影響を定量的に評価するためには多くの調査が必要不可欠である。そこで本研究では、タービン段を模擬した単段軸流タービン試験機における定常空力試験、及び非定常流れ場計測を実施した。さらに数値解析によって、より詳細な流れ場の現象を調査することにより、流れ場の非定常性が与える損失生成メカニズムについて知見を得るとともに、ターボ機械の高効率化、高負荷化にむけての制御手法としてのページ空気の効果を明らかにした。

研究成果の概要(英文)：This paper presents an experimental study and numerical simulation of the unsteady flow mechanisms in a single stage axial flow turbine which is simulated the LP turbine airfoils. The target of this study is to verify the influence of the purge flow from the Rim-seal cavity on the flow field in the rotor passage, which leads to changes of the secondary flow behavior especially in the rotor hub region. To observe the unsteady flow pattern at rotor downstream, detailed 3-D unsteady measurements using a slant-type hot wire probe is performed. The result of unsteady measurement observed the secondary flow and the leakage flow in the tip region without the purge flow as well as the steady flow measurement with 5-hole probe. A three-dimensional, time-dependent numerical simulation shows the unsteady flow interactions between the main flow and purge flow.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	2,400,000	720,000	3,120,000
2009年度	700,000	210,000	910,000
2010年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	3,600,000	1,080,000	4,680,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：流体機械、タービン段、非定常効果、制御

1. 研究開始当初の背景

京都議定書という国際的な気候変動枠組条約の発効にも拘わらず、化石燃料の大量

消費及びそれによる膨大な CO₂ 放出は依然として続いており、加えて、原油価格の高騰に伴うエネルギーコストの増大により、

世界の環境面，経済面及び政治面での不安定化が進んでいる．この状況に抗し，次世代エネルギー開発への十分な時間余裕を確保するためにも，既存システムにおけるエネルギー効率の革新的向上は人類の最重要課題の一つである．

2. 研究の目的

日本における CO₂ 排出量の 3 割程度がガスタービン・蒸気タービンを基軸とした発電システムによるものであり（原子力発電四季報 32 号），これに航空機関係のガスタービンを加えると，ターボ系の機器（ターボ機械）が CO₂ 排出量に深く関与していることが分かる．従って，ターボ機械の革新的効率化は前述の課題克服にとり極めて重要であると言える．

では，果たして「ターボ機械の効率はこれ以上向上させることは可能か？また，それによる発電や輸送でのエネルギー効率のさらなる向上は可能か？」この難しい命題への取り組みとして，今回提案する研究では，ターボ機械内で発生する「非定常効果」を積極的に活用することでターボ機械の高効率化，高負荷化が実現可能であるとの考えに基づき，それに関連する基礎データをタービン回転試験機及び詳細な 3 次元非定常流解析を通じて蓄積するとともに，「非定常効果」発現に係る機構を解明し，それを実際の効率向上に繋げるための制御技術を試作・試行することを目的としている．

3. 研究の方法

上記の背景分析を元に，実験及び数値シミュレーションの両面から調査した．「非定常効果」の制御装置としては，既設の装置の特性（動静翼間距離の可変機構）を活かしつつ

- ① 二次空気注入によるチップ及びハブ二次流れ制御機構（能動的及び受動的）
 - ② 翼からの wake の特性制御機構（能動的及び受動的）
 - ③ ディスクキャビティの間隙及び漏れ量制御機構（能動的及び受動的）
- による効率改善・高負荷化を狙った．

（1）実験的手法

図 1 に回転試験装置を含む試験装置の概観図を示す．また，図 2 には効率制御法の一つとしての，二次空気注入系の概観図を示す．本試験機は航空エンジン低圧タービン段を模擬しており，上流側の静翼列（84 枚）と下

流側のシュラウド付き動翼列（94 枚）で構成されている（図 3）．本試験装置は大気吸込み型となっており，試験装置下流に設置された 2 台の送風機によりタービンを駆動させている．ベルマウス部の上流に設けられた入口ダクトは，地面の効果による不均一な吸込み現象を軽減するために取付けられている．また，動翼回転軸に連結された渦電流式電気動力計により定回転数制御で運転しており，流量は 2 台の送風機にそれぞれ設置されたオリフィス板により算出している．図からは判別できないが，僅かな性能向上を高精度で計測するため，オリフィスによる流量計測精度には高精度が必要であり，配管等は JIS 規格に準拠している．試験条件は修正流量，修正回転数により設定した．

流れの制御方法として，静翼と動翼との間隙部からのパージ空気を噴出させる．噴出するためのスリットはハブ側の動翼後縁から約 22mm 下流に位置し，半径方向 30 点，周方向 17 点（静翼 1 ピッチ分）の計 510 点で計面トラバース測を行っている．試験パラメータは二次空気噴出し比 IR [%] であり，下式で定義した．

$$IR = \frac{M_{\text{secondary air}}}{M_{\text{inlet}}} \times 100$$

$M_{\text{secondary air}}$: 二次空気流量 [kg/s]

M_{inlet} : 入口通過流量 [kg/s]

流れ場の計測には 5 孔プローブ及び傾斜型熱線プローブを使用した．

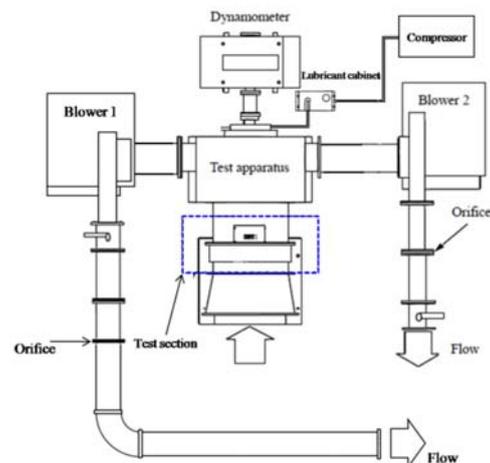


Fig.1 Schematic diagram of the test apparatus

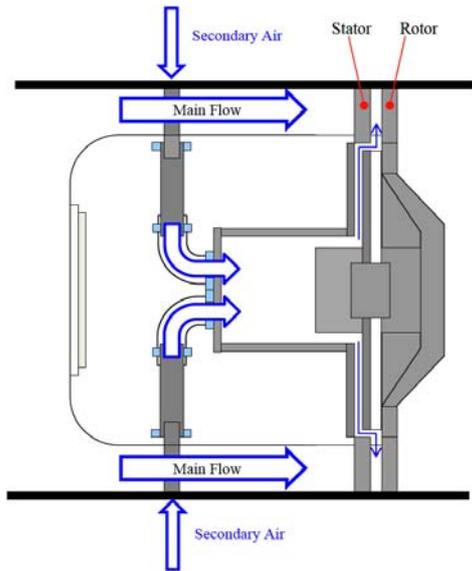


Fig.2 Meridional view of test section



Fig.3 Photographs of stator and rotor sections

図4に、動翼下流の非定常流れ場の計測状況を示す（多点抽出法およびプローブトラバースを併用）。

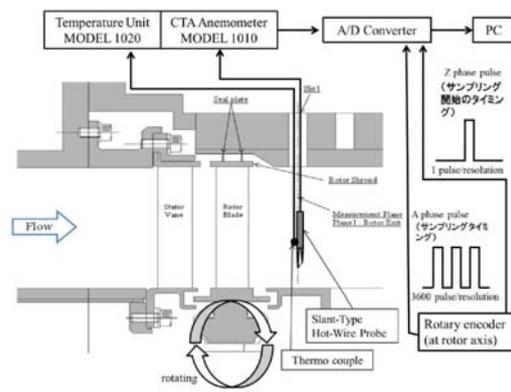


Fig.4 Flow Measurement by H.W.P.

(2) 数値的手法

タービン段の3次元非定常流れ場の数値シミュレーションを、汎用コード ANSYS CFX Ver. 11 を用いて行った。乱流モデルには SST を使用した。なおクーラン数は 2.5 程度である。格子作成には ANSYS 社の TurboGrid, Pointwise 社の Gridgen を使用した。格子は $Y+1$ を満たしており、総格子点数は約 3.0×10^6 である図5には、シミュレーションに用いた計算格子を示す。

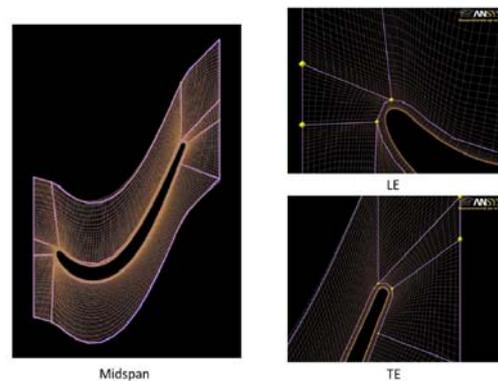


Fig. 5 Computational Grid System

4. 研究成果

(1) 二次空気の供給のない場合

図6には、動翼下流での定常空力試験結果 (5hole) と非定常流れ場計測 (Slant-HW) と数値解析における時間平均したヨー角分布と軸流速分布を示す。なお、軸流速は入口流速 V_{in} により無次元化をしている。結果を比較すると、スパン高さ 0.8 以上を除いてヨー角、軸流速分布が定性的に良い一致を示していることが分かる。差異の大きいチップ側は、漏れ流れや計測スリットの影響により非

常に複雑な流れ場となっており、計測することが非常に困難なため誤差が生じたものと考えられる。ヨー角分布より、スパン高さ 0.2 付近において変動点が存在していることが分かる。これはハブ側の流路渦によるものと思われ、軸流速分布でも同位置に確認できる。また、スパン高さ 0.83 においてわずかに軸流速の増加がみられるが、これは動翼シュラウドからの流れの可能性がある。

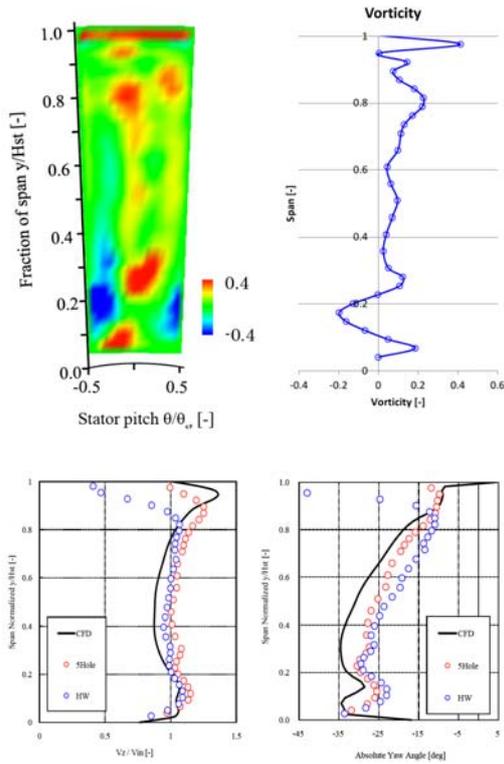


Fig. 6 Flowfield measurement downstream of rotor under no purge-air condition (top left : vorticity contour, top right: pitch-averaged vorticity, bottom left : axial velocity, bottom right : yaw angle)

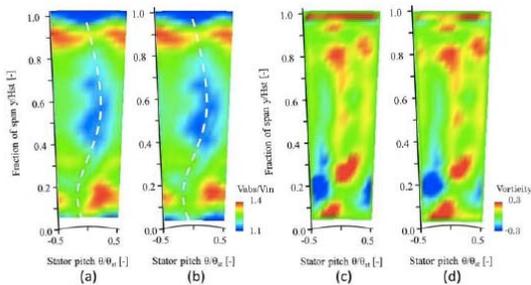


Fig. 7 Flowfield measurement downstream of rotor under purge-air condition (a) velocity with no purge air (b) velocity with purge air (c) vorticity with no purge air (d) vorticity with purge air

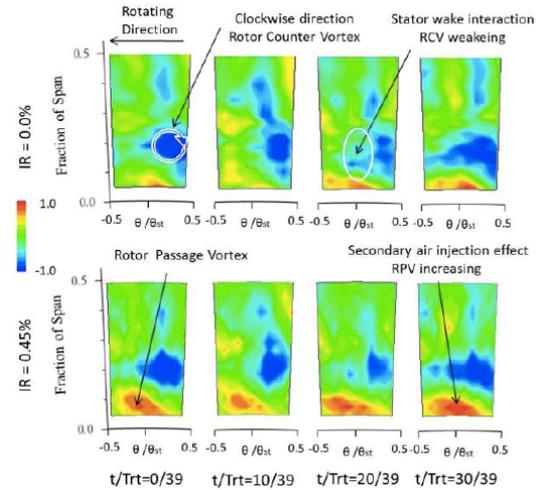


Fig. 8 Instantaneous flowfield measured downstream of rotor with no purge air (top) and with purge air (bottom)

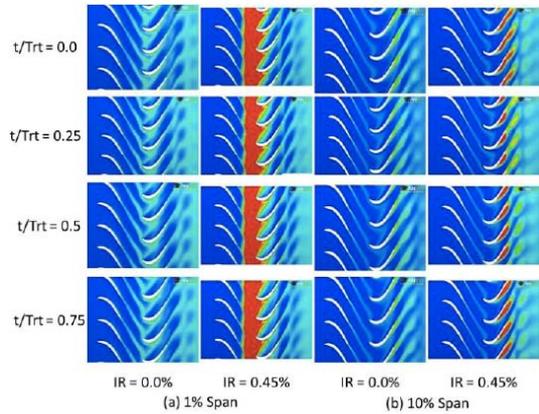


Fig. 9 Calculated flowfield in the turbine stage depicted in entropy with and without purge air (a) 1% span (b) 10% span

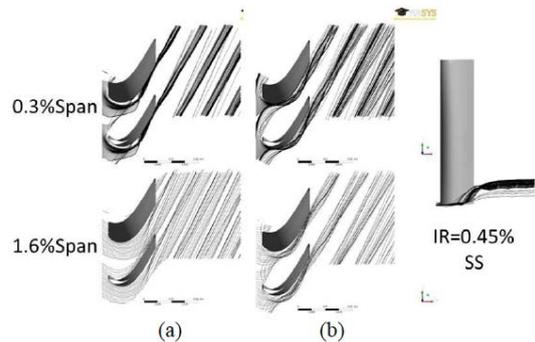


Fig. 10 Calculated streamlines

(2) 二次空気噴出しの効果

図 6 にパージ空気噴出しの効果を示す。流れ場の構造は同様なもの、静翼ハブ側コーナー渦、流路渦が僅かに強度を増し外周に持ち

上がっていることが確認できる。また静翼後流の位相は噴出しではほとんど変化していない。図7に非定常計測で得られた渦度分布を示す。非定常渦度分布の計測結果を示す。あらかじめ行われた定常空力試験の結果から、二次空気噴出しの影響はミッドスパン以上の領域ではないことを確認したため、計測時間短縮のため $IR=0.45\%$ 条件ではミッドスパンからハブ側の領域を計測した。なおこの際の計測格子は $IR=0.0\%$ のものと同様であるため、流れ場の計測格子依存性（特に渦度）は考慮する必要はない。この渦度分布で特に注目すべき点は、まずハブ側の二次流れによる正の高い渦度領域が $IR=0.0\%$ に比べ明らかに強くなっていることである。さらにこの高い渦度領域は $\theta/\theta_{st}=0.2, 5\%$ スパンを中心に常に存在する静翼コーナー渦と、周方向に移流する 8% スパン付近の動翼二次流れによる渦、二つが干渉して形成されている。 8% スパン付近の渦は周方向に移流していること、静翼後流の影響が強い $\theta/\theta_{st}=0.0$ 位置でその渦度を弱めていることから動翼起因のものであることが確認できる。定常空力計測結果では静翼、動翼どちらの二次流れがどの程度噴出しの影響を受けているかの区別ができなかったが、非定常流れ場からその渦構造と、噴出しによるハブ側の流れの挙動変化をより詳細に見ることができる。本計測結果では動翼二次流れの方がより強く二次空気噴出しにより挙動を変化させ、その規模を拡大している様子が確認できる。

図9の円筒面でみたエントロピー分布をみると $IR=0.45\%$ では噴出しによる高エントロピー領域が 10% スパンでも確認され、半径方向の広がり確認できる。また噴出しによる損失領域は主に負圧面上に集中し発達している。図10に動翼入口面、 0.3% 、 1.6% スパン位置から引いた流線の俯瞰図、及び $IR=0.45\%$ の負圧面から見た図を示す。動翼前縁で発生した馬蹄形渦の正圧面側の脚は、周方向速度差によりただちに隣接翼負圧面に移流する。一方負圧面側の脚は $40\%C_{x,rt}$ 付近までハブ側にとどまりその後急激に外周に持ち上がる。数値計算の結果では負圧面側の渦である動翼カウンター渦の半径方向移動量が大きくまた渦が大きいことが示唆された。この渦は時計回り、つまり負の渦度であり、図6の 20% スパン付近に存在する渦であると考えられる。また噴出しにより効率

は $IR=0.0\%$ で正規化した結果、 $IR=0.45\%$ で 0.987 となった。

(3) 結論

以上の結果をまとめると、以下のようになる。

- ① エンジン内部からの二次流れに相当する流れを再現するなど全面的改修を終了したタービン単段回転試験機を用いて、ベース形態の動翼の空力特性を、温度同時測定可能な高精度5孔プローブ及び傾斜型熱線プローブを使用して計測した。また、二次空気を主流の約 0.5% 及び 1.0% 注入し、特にハブ側での流れ特性（二次流れ）への影響と空力性能の変化を詳細に計測した。その結果、二次空気の注入量の増加とともに、動翼下流での二次流れによる渦構造がハブから離脱する方向に移動するとともに、高損失領域も持ち上がっていく傾向を確認した。
- ② 実験で使用したタービンと同じ計算モデルを作成し、二次流れも含めた実験条件での非定常流れ解析を行い、実験で得られた知見を確認するとともに、より詳細な流れ場情報を得た。また、噴き出し方法による二次流れ制御の可能性についても数値解析により調査を行った。
- ③ パージ空気による二次流れ制御の可能性を明らかにするとともに、非定常性が関与することでその効果が変化することも、実験及び数値シミュレーションによって確認した。

5. 主な発表論文等

（研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線）

〔雑誌論文〕（計0件）

〔学会発表〕（計1件）

- ① 船崎健一、千田麗太、分銅克、菊池護、浜辺正昭、タービン回転試験機による航空エンジン低圧タービンの高効率化に関する研究、第63回ターボ機械協会総会講演会、2010年5月21日、東京大学

6. 研究組織

(1) 研究代表者

船崎健一 (FUNAZAKI KEN-ICHI)

岩手大学・工学部・教授

研究者番号：00219081

(2)研究分担者

山田和豊 (YAMADA KAZUTOYO)
九州大学・工学研究院・助教
研究者番号：00344622

谷口英夫 (TANIGUCHI HIDEO)
岩手大学・工学部・助教
研究者番号：50292173