

複雑形状を有するタービン翼列の非定常解析

浜辺正昭^{*1}、児玉秀和^{*1}、山脇るり子^{*1}、山本一臣^{*2}、榎本俊治^{*2}、山根敬^{*2}、野崎理^{*2}

Unsteady Stage Analysis of a Turbine including Complicated Geometries

by

Msaaki Hamabe^{*1}, Hidekazu Kodama^{*1}, Ruriko Yamawaki^{*1},
Kazuomi Yamamoto^{*2}, Shunji Enomoto^{*2}, Takashi Yamane^{*2}, Osamu Nozaki^{*2}

ABSTRACT

Recently, CFD analyses have been actively applied to the development of a lot of components of air breathing engines. Among them, an unsteady multi-stage flow analysis, which is able to simulate unsteady flow within blade passages, plays an important role. This paper introduces an analysis of turbine model testing machine for an example of the unsteady stage analysis including complicated geometries by use of UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation, developed by National Aerospace Laboratory) extended to the analysis of unsteady rotor-stator interaction. Comparison with existing unsteady stage analysis solver CAS3DU, some advantages of UPACS are shown.

1. はじめに

近年の目覚ましいコンピュータの進歩とともに、航空エンジン各要素の開発においても、図1に示すようなCFD(数値流体力学)を適用した設計がさかんに行われてきている。中でも非定常多段翼列流れ解析は動静翼干渉といった非定常的な流れを再現できることから、圧縮機やタービンの開発試験の回数削減に貢献している。

実際の翼列内部では、翼端隙間やキャビティなどの存在により3次元的かつ非定常性の強い複雑な流れとなっているが、従来、非定常多段翼列解析コードとして用いられてきたCAS3DUでは、主に翼列流れの予測を目的としており、そこでは、翼端漏れ流れや2次空気の出入りなどは簡易的なモデル化や既知の値を境界条件として与えることで対応し、翼列流れの領域のみを解いてきた。図2はCAS3DUによる高圧圧縮機初段側の解析例であるが、動翼翼端流路内の格子生成は行わず、モデル化によって翼端漏れ流れを再現している。しかしながら、本来これらの流れは、主流流れとの相互作用によって決まってくるものであるため、正しく予測するためには翼端隙間やキャビティ内部の流れも解くことが望ましい。

このような複雑形状を有する多段翼列への対応方法の一つとして、マルチブロック構造格子法があるが、CAS3DUでは前述の理由で1翼間が単一ブロックの構造型格子で構成されていることを想定しているため、汎用的なマルチブロックには対応していない。そこで、著者らはマルチブロック構造格子法を採用しているUPACSを複雑形状を含めた非定常解析が行えるように拡張し¹⁾、翼端流路やキャビティなども含めた多段翼列の非定常流れをより現実的な形で解析することが可能となった。図3はUPACSによる単段高圧タービンの解析例であるが、動翼翼端流路内も格子生成を行い、漏れ流れを解いている。

ここでは、このUPACSを非定常解析に適用した例の一つとして、翼端隙間やタービンディスクキャビティを有する単段のタービンモデル試験機を対象に非定常流れ解析を行った結果を紹介し、従来のCAS3DUに対する優位性などについて述べる。

2. 解析対象

図4に今回の解析で対象としたタービンモデル試験機の概略図を示す。ともに36枚の模擬的な動静翼からなるタービン主流部とロータステータ系からなるキャビティ部で構成されている。タービンでは、2次冷却空気を主流部へ噴出することで高温の主流ガスがキャビティ内へ入り込んでキャビティ構成部品を傷めるのを防いでいるが、過度の噴出しではタービン部の性能低下につながるため、ある程度の主流の巻き込みを許容せざるを得ない。このため、主流部とキャビティ部が接しているリムシール部付近では、キャビティ内への主流の巻き込みと主流への2次冷却空気の噴出しによって複雑な流れとなっている。

これに加え、静翼と動翼の相対位置によって時々刻々と変化するポテンシャル場も、この主流の巻き込みや2次空気の噴出しに影響を与えていることが試験結果などでも分かっている。²⁾したがって、これらの複雑で非定常性の強い流れを予測するにはキャビティまでを含めた非定常解析が必要であるため、UPACSによって主流とキャビティを一体で解析を行った。また、この試験機では動静翼ともに翼端隙間が翼高さの6.7%にもなるため、翼端隙間についても解析領域に含めた。

なお、ここでは主流と2次空気の流量比が0.8%、入口温度差100Kの条件で解析を行った。

3. 解析方法

基礎方程式はレイノルズ平均3次元Navier-Stokes方程式を用い、乱流モデルは、Baldwin-Lomax代数モデルを採用した。空間差分は、対流項についてはRoeスキームを用い、MUSCL法によって高次精度化している。粘性項については2次精度の中心差分を用いた。時間積分には陰解法を用いているが、ニュートン反復法によって時間精度を保っている。

図5に解析モデルを示す。ここでは、翼端隙間やキャビティを含む周方向に1/36の領域(動静翼は各1枚ずつ含まれる)を26ブロックに分割して格子生成を行い(総格子点数は約100万点)、NALのスーパーコンピュータNSⅢを用いて並列計算を行った。主流の翼列流れについては1日あれば収束解が得られるが、キャビティ内ではEkman-layerと呼ばれる非常に遅い環流が形成され、この環流が1周するのにディスク5回転ほどの時間を要する。したがって、この

^{*1} 石川島播磨重工業(株)

^{*2} 航空宇宙技術研究所

主流巻き込みの解析には数週間から条件によっては数ヶ月といった解析時間を要する。

境界条件としては、流入面では主流側、2次空気側ともに全圧、全温および流れ角を与え、流出面では静圧を与えた。翼面やキャビティを構成するステータやディスクなどの壁面はすべて断熱で滑りなしの条件を与えた。翼列間の接続境界では、相互の境界の値から周方向に1次元の線形補間をして境界の値を求めている。

4. 解析結果

まず、翼端隙間の取り扱いの違いを見るために、CAS3DUとUPACSで比較を行った。UPACSでは、翼端流路内にも格子を生成して解いているのに対し、CAS3DUでは翼の正圧面と負圧面の物理量の平均値をそれぞれの面での境界条件として与えることで簡易的に翼端漏れ流れをモデル化（平均モデル）している。

この両者による解析結果を軸方向数断面における静翼周りの渦度分布として見たものを、図6の(a)、(b)にそれぞれ示す。図6(a)はCAS3DUによる解析結果であるが、この簡易的なモデル化でもある程度翼端渦を捉えられている。しかしながら、図6(b)に示すUPACSによって翼端流路内を直接解いた結果と比べると翼端渦が小さくなってしまっている。

この翼端渦の大きさに違いが見られる原因を調べるために静翼翼端近傍のマッハ数分布を図7に示す。CAS3DU、UPACSそれぞれによる解析結果はともに正圧面側から負圧面側への翼端漏れ流れを捉えられている。しかしながら、図からも分かるように翼端流路内の境界層の発達による有効隙間面積の減少をUPACSでは捉えられているのに対し、CAS3DUの平均モデルでは捉えきれていない。そのため、翼端漏れ流れの噴出し速度に差が生じ、翼端渦の大きさにも違いが出ていると考えられる。

次に、主流部とキャビティ部が接しているリムシール近傍での非定常的な流れの様子を見るために可視化を行った。図8はキャビティ近傍の瞬時の流れ場の様子を(a)周方向および(b)軸方向それぞれの全温分布で表したものである。ここで、全温は主流側入口全温と2次空気側入口全温の差を用いて無次元化している。図からも分かるように、主流の巻き込み現象や2次空気の噴出しが捉えられているが、静翼後流や動翼のポテンシャル場の影響によって、これらの巻き込みや噴出しが周方向に分布を持ち複雑な流れになっている。これらの現象は、従来のCAS3DUで行われている境界条件としてハブ面に既知の値を与えるという方法では再現不可能である。

さらに、この主流の巻き込みや2次空気の噴出しといった現象は、主流の静翼と動翼のポテンシャル場が相互に干渉することによって、非定常的に変動していることも当然予想される。そこで、静翼と動翼の相対位置が時間的に変化することによって、主流巻き込みや2次空気の噴出しがどのように影響を受けるかを示したものが図9である。図9(a)はある時刻の全温分布を示しており、図9(b)は(a)から動翼が半ピッチ移動した時刻での全温分布を示している。図からも分かるように、動翼の回転と同じように巻き込みや噴出しの周方向位置も回転していることから、動翼のポテンシャルが巻き込みや噴出しに大きな影響を与えていることが考えられる。

以上の結果からも分かるように、キャビティの存在する非定常多段翼列解析においては、主流性能に与えるキャビティからの噴出しの影響に加えて、キャビティへの主流の巻き込みに与える主流翼列流れの非定常性の影響といった、本来相互に作用して決まる2つの現象を同時に解くことが必要であり、UPACSではキャビティ内も同時に解くことで、これらの現象をより現実に近い形で予測することが可能である。

5. まとめ

非定常多段翼列解析用に拡張したUPACSの適用例として、翼端隙間やキャビティを含むタービンモデル試験機について、非定常流れ解析を行った。UPACSでは、マルチブロック法を利用して複雑形状に対応させている。その結果、従来のCAS3DUに比べて翼端漏れ流れをより現実的な形で再現できることが確認できた。また、本来相互作用によって決まる主流とキャビティ間の流れの出入りもキャビティ内を解くことで適切に予測できることが確認できた。

参考文献

- 1) 浜辺正昭, 児玉秀和, 山脇るり子, 山本一臣, 榎本俊治, 山根敬, 野崎理 “NAL UPACS を用いた非定常段解析”, 第43回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 2003
- 2) Roy, R.P., Xu, J., Feng, J. and Kang, S., “Pressure Field and Main-Stream Gas Ingestion in a Rotor-Stator Disk Cavity”, ASME Turbo Expo Paper 2001-GT-0564

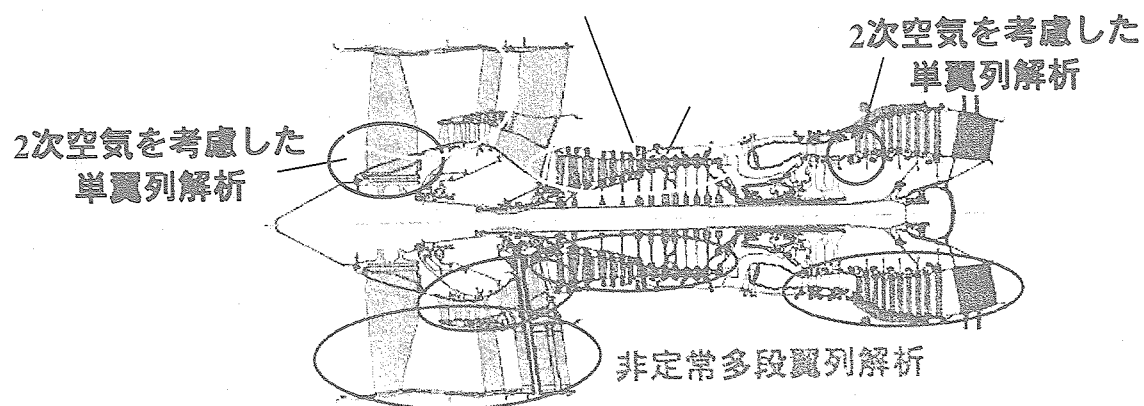
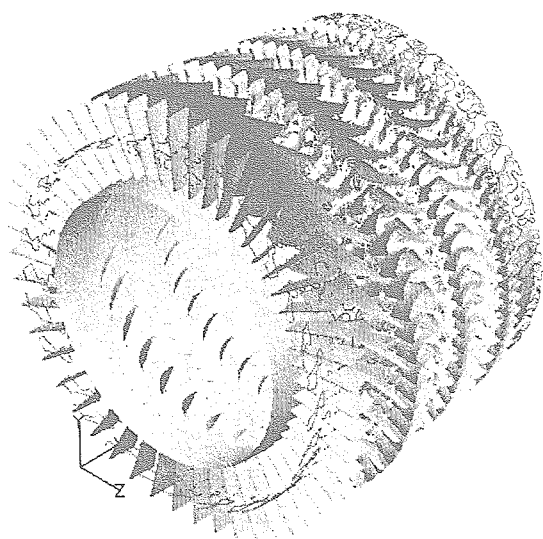
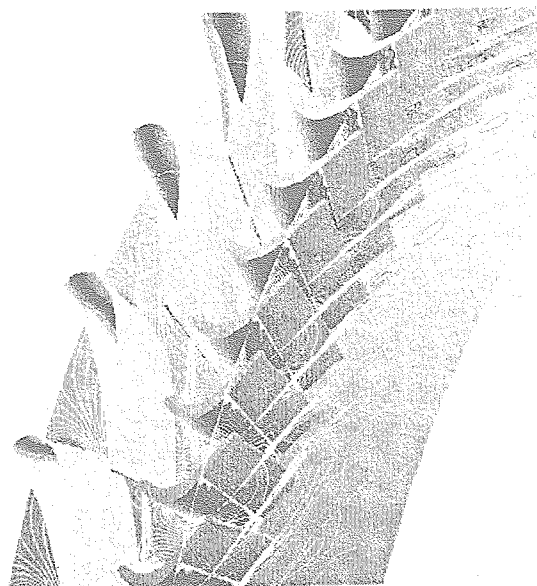


図1. 航空エンジン要素へのCFD適用例

図2. CAS3DUによる解析例
(高圧圧縮機初段側の等全圧全図)図3. UPACSによる解析例
(単段高圧タービンの相対マッハ数線図)

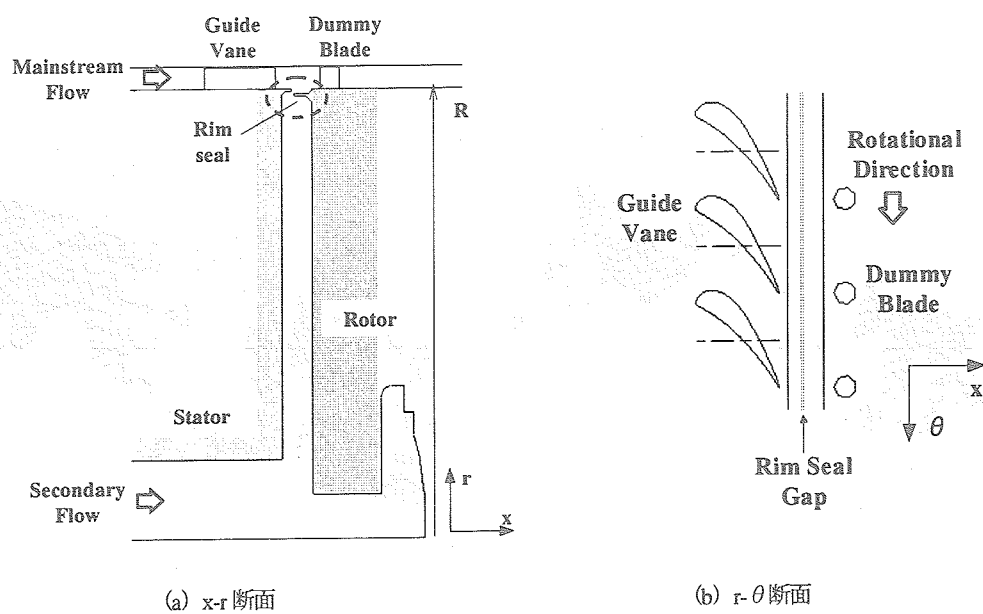


図4. タービンモデル試験機概略図

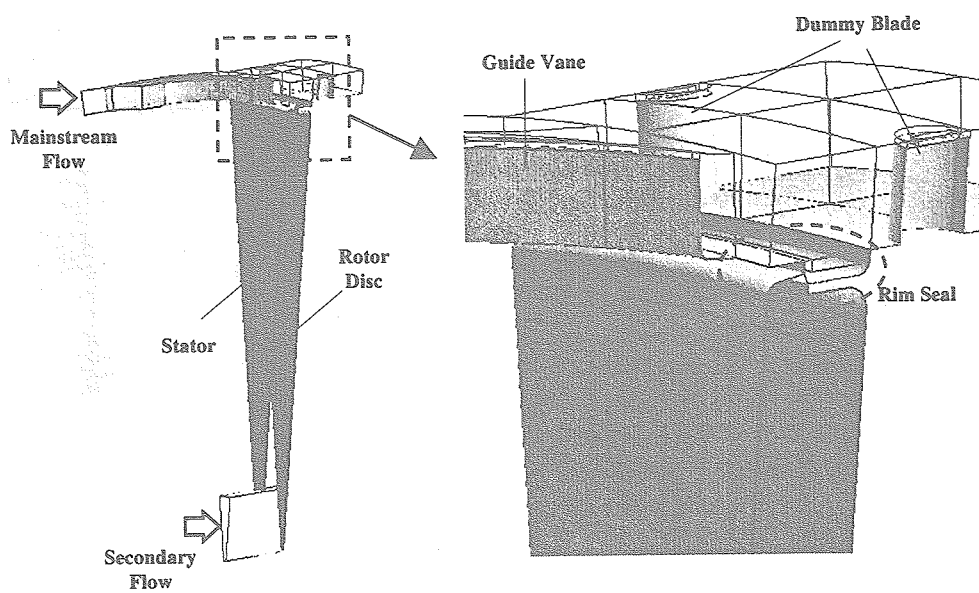


図5. CFD 解析モデル

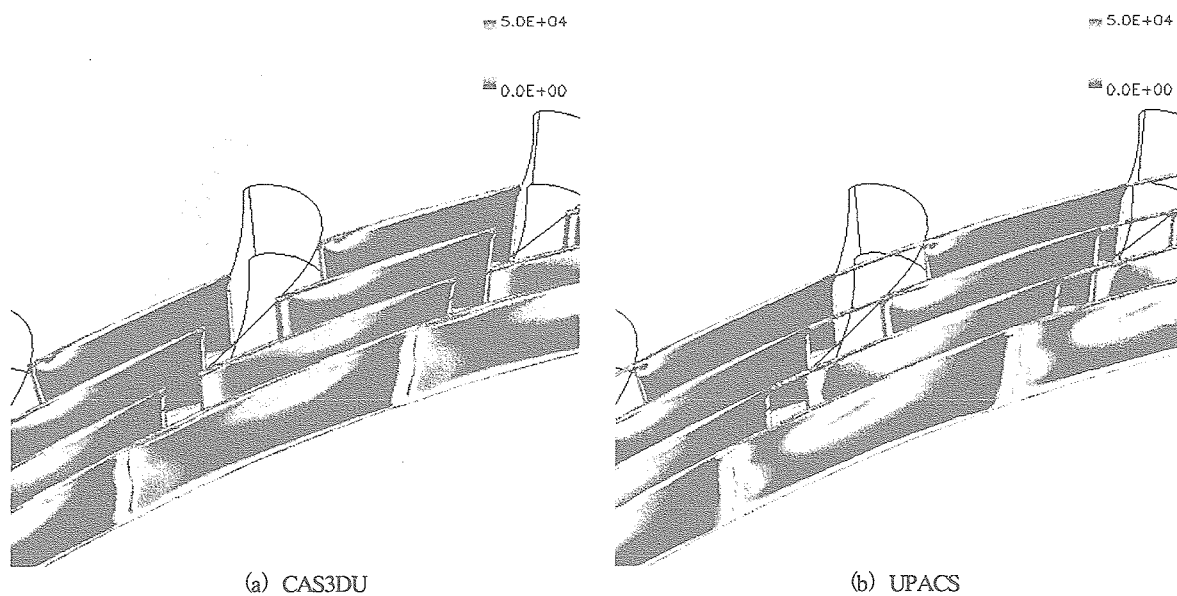


図6. 静翼周りの温度分布（軸方向断面）

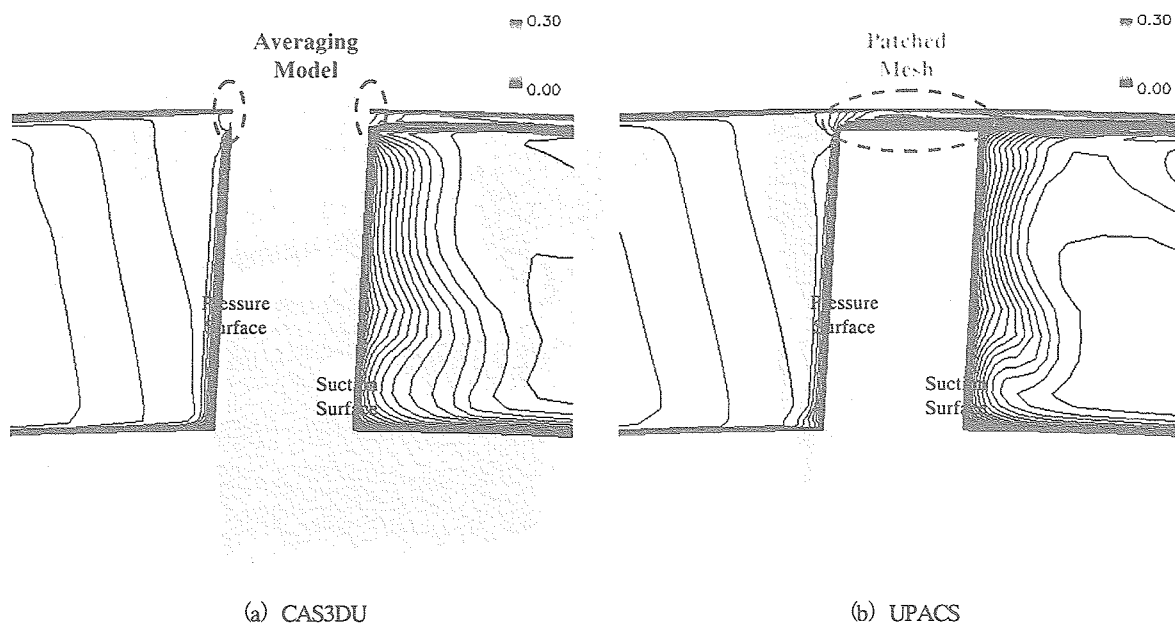


図7. 静翼翼端近傍のマッハ数分布（軸方向断面）

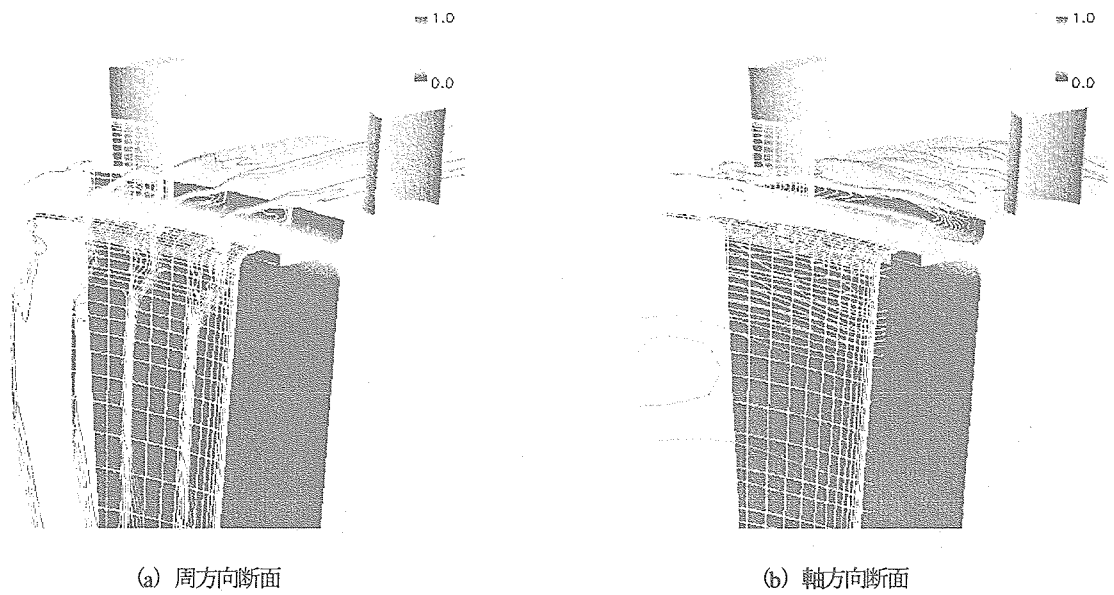


図8. リムシール近傍の瞬時全温分布

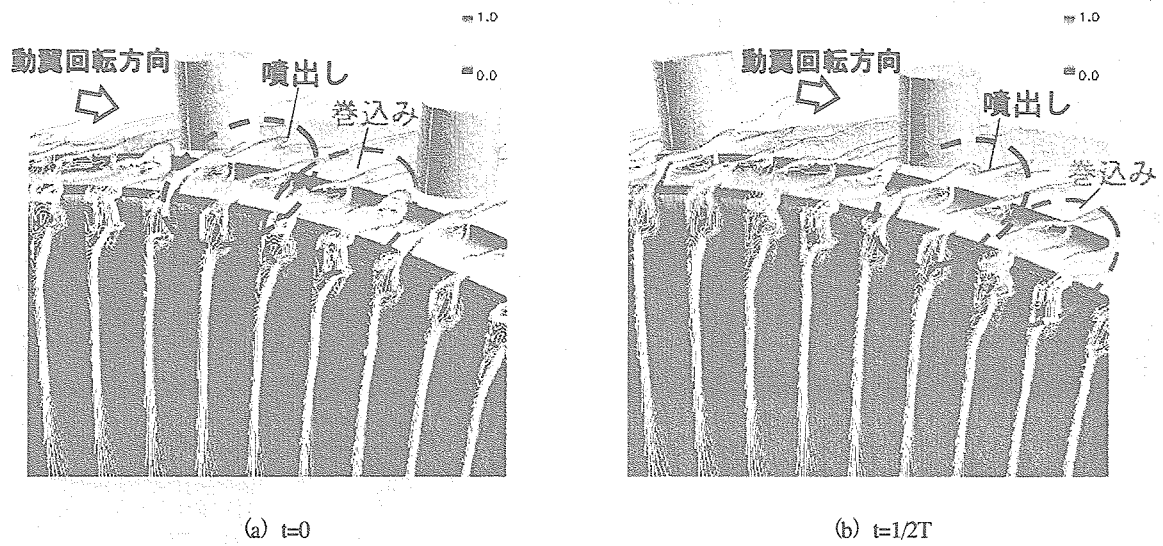


図9. リムシール近傍全温分布の時間変動 (T: 動翼通過時間)