

# LE-7A エンジンタービン流れの数値シミュレーション

才木 一寿, 野崎 理

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 エンジン試験技術開発センター

## Numerical Simulation of LE-7A Engine Turbine Flow

by

Kazuhisa SAIKI, Osamu NOZAKI

Aeroengine Testing Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics  
Japan Aerospace Exploration Agency

### ABSTRACT

The fuel turbo pump(FTP) of LE-7A engine had vibration problem of turbine rotor system. The turbine consists of 33 nozzle vanes, 58 rotor blades, 36 stator vanes and an upstream manifold. The manifold has 30 radial slits between a volute and a downstream passage. It was important to clarify the cause of the turbine rotor vibration. Therefore, CFD was applied to investigate internal flow field and to obtain aerodynamic characteristics of the turbine. The turbine cascade part and the upstream manifold part were simulated separately, in this study. In the turbine cascade simulation, the effect of rotor tip leakage flow was investigated. As a result of the numerical calculation, it was assumed that the change of tip clearance in accordance with the eccentricity of turbine rotor reduce the system dump of the rotor system. On the other hand, the manifold simulation shows unsteady flow phenomena downstream of the slits. Analysis and visualization of numerical simulation results revealed the unsteady flow caused by periodical vortex shedding from the wake of the manifold struts.

### 1. はじめに

LE-7A エンジン液水ターボポンプのタービン側において発生した軸振動の原因究明のため、タービンの数値シミュレーションにより内部流動の調査ならびに空力データを取得した。このタービンはノズル、動翼、静翼と上流マニフォールドから成るが、タービン翼列部と上流マニフォールド部について実施した CFD シミュレーションについて本報では報告する。

### 2. 計算対象

計算対象である液水ターボポンプ(FTP)タービンの鳥瞰図を Fig.1 に示す。この FTP タービンはタービン翼列部(図中青色の部分)とその上流のマニフォールド部(図中赤色の部分)から成り、プリバーナーで燃焼した未燃焼水素を多く含む水蒸気がマニフォールドへ流入する。マニフォールドに流入した流れは、マニフォールド内で周方向から半径内向き方向へと流れの方向を変え、さらにタービンノズルの上流で半径内向き方向から軸方向へ流れの向きを変えられタービンを駆動する。なお、実機のタ

ービン翼列は33枚のノズル、58枚の動翼、36枚の静翼で構成されている。計算リソースと解析スケジュールの都合により本研究では FTP タービンについてタービン翼列部とマニフォールド部に分けて数値シミュレーションを行った。

### 3. 解法

#### 3-1. タービン翼列部

タービンノズル上流については直線円筒流路且つ一様流入境界条件とした。また、ノズル30枚、動翼60枚、静翼30枚の1:2:1の翼列として周期境界条件により1ピッチの非定常計算を行った。各翼間にそれぞれ流れ方向131点、ピッチ方向41点、スパン方向51点から成る H 型格子を生成した。

LE-7A 軸系にかかる不安定化力を算出するため、偏心状態下にあるタービン動翼を模擬した数値計算を実施した。このため、タービン動翼を半径方向に変位させ動翼翼端すき間を 0.3mm、0.6mm(偏心なし)、0.9mm とした格子を準備して計算を行った。すなわち、動翼がケーシング側に 0.3mm 近づき偏心している状態を動翼翼端すき間 0.3mm のケース、逆に動翼がケーシング側から 0.3mm 離れて偏心している状態を動翼翼端すき間 0.9mm のケースで模擬している。Fig.2 に 0.6mm(偏心なしのケース)のタービン翼列部形状を示すが、実機におけるノズル・動翼・静翼の内外径が異なるため、ケーシング面およびハブ面のノズル・動翼間と動翼・静翼間に段差部を設けている。

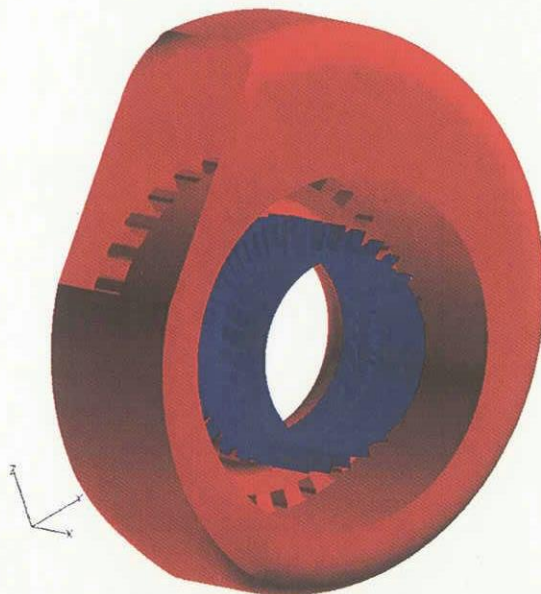


Fig.1 FTP タービン鳥瞰図

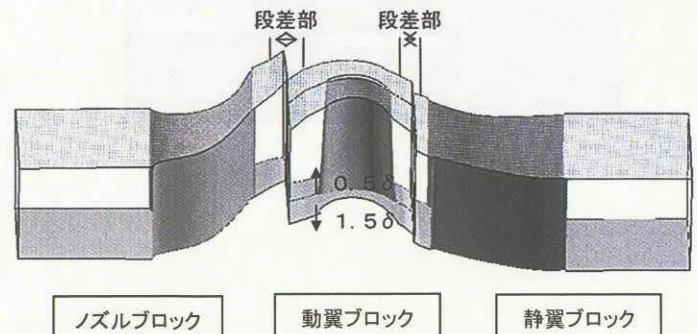


Fig.2 タービン翼列部 (1.0δ)



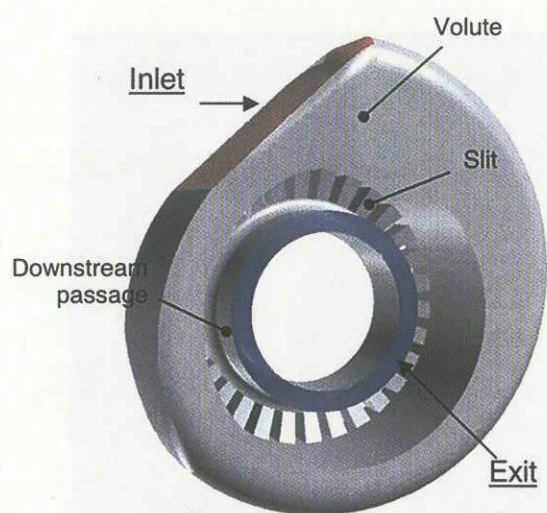


Fig.3 マニフォルド部

数値計算には多段翼列用の非定常CFD並列計算コード[1][2]を用いた。Navier-Stokes 方程式の離散化は差分法であり、対流項は Chakravarthy-Osher のTVDスキームにより評価される。連立一次方程式は LU-ADI 法により解かれ、Newton 反復を行うことによって時間積分される。

### 3-2. マニフォルド部

Fig.3 に示すとおりマニフォルド部はボリュートと半径内向き方向から軸方向へ流れの向き変えるための出口流路から成り、ボリュートと出口流路の間に30個のスリット構造を有している。そのため、ボリュートには  $71 \times 871 \times 101$ 、スリットには  $16 \times 16 \times 31$  ( $\times 30$  スリット)、出口流路には  $76 \times 871 \times 31$  の構造格子をそれぞれ配しており、合計 8,536,097 点から成る計算格子を生成した。数値計算には UPACS[3]を用いた。対流項は3次精度の MUSCL スキームにより評価し、Gauss-Seidel 形陰解法により時間積分を行った。

## 4. 結果と考察

### 4-1. タービン翼列部

偏心状態下にあるタービン動翼を模擬するため、タービン動翼を半径方向に変位させ動翼翼端すき間を 0.3mm, 0.6mm (偏心なし), 0.9mm とした格子についてそれぞれ非定常数値計算を行った。非定常計算結果には翼列のウェークと相対的に回転している下流の翼列との非定常干渉が顕著にみられた。

Fig.4 に翼端漏れ流れ流線(黒線)と横断面上圧力分布の可視化結果を示す。翼端すき間を動翼の圧力面側から負圧面側へと通り抜けた漏れ流れが、翼の負圧面側で巻き上がることで翼端漏れ渦を形成している。翼端すき間の増大に伴って巻き上がる翼端漏れ渦が強くなる結果、漏れ渦中心に生じる低圧域がより明瞭になる様子が Fig.4 には現われている。すなわち、翼端漏れ流れの理論どおり、翼端すき間の増大に伴って漏れ流れ量が増加して翼端漏れ渦の巻き上がりが強くなり、翼端漏れ渦中心部の低圧域が明瞭になる傾向を示している。なお、LE-7ノズル形状についても同様の計算を実施している。

翼端すき間の増大(減少)によって動翼翼端負荷が減少(増加)することになるが、各数値計算結果から動翼トルク値を取得したところ、翼端すき間の増大に伴い動翼トルク値が減少する傾向も現われた(Fig.5)。

本 CFD 解析により得られた動翼トルク値を用いて別途実施された軸系安定性解析の結果、軸系の減衰比を下げる原因がタービン動翼翼端すき間の影響に起因する Thomas Force による不安定化力と推定された[4]。動翼の偏心に伴う翼端すき間の

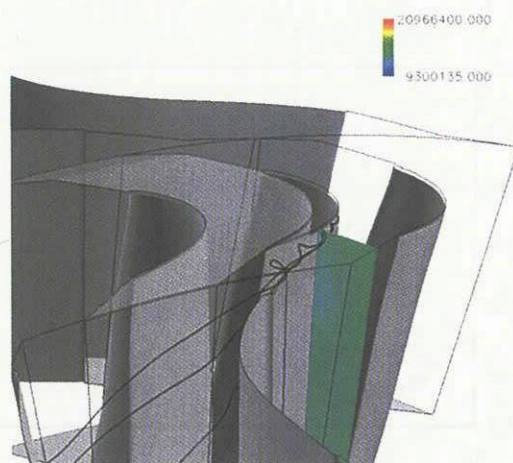
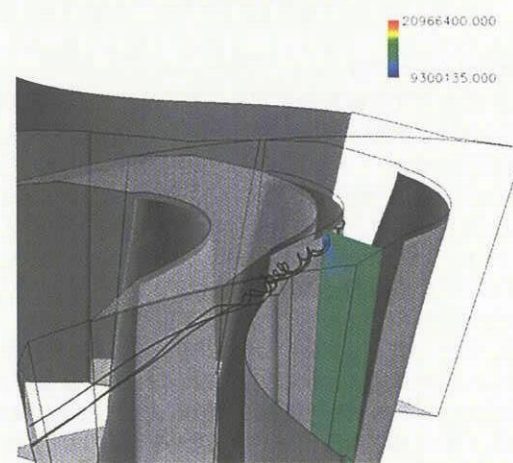
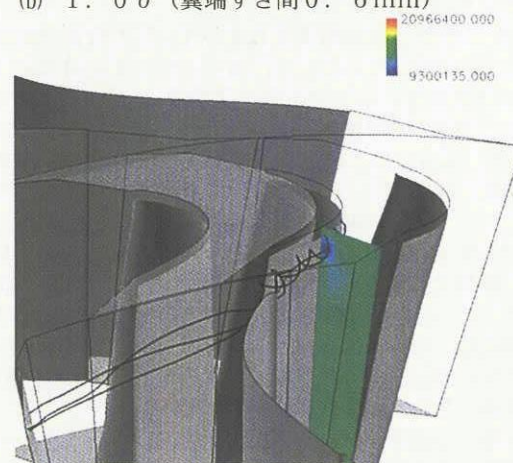
(a)  $0.5 \delta$  (翼端すき間 0.3 mm)(b)  $1.0 \delta$  (翼端すき間 0.6 mm)(c)  $1.5 \delta$  (翼端すき間 0.9 mm)

Fig.4 翼端漏れ流れ流線と横断面上圧力分布

変化に応じて翼負荷が変動するが、偏心により翼端すき間が増大する翼と逆に翼端すき間が減少する翼があるため周方向に動翼翼端負荷分布が生じることになる。すなわち、この周方向の動翼翼端負荷分布が軸系に不安定化力として作用する。



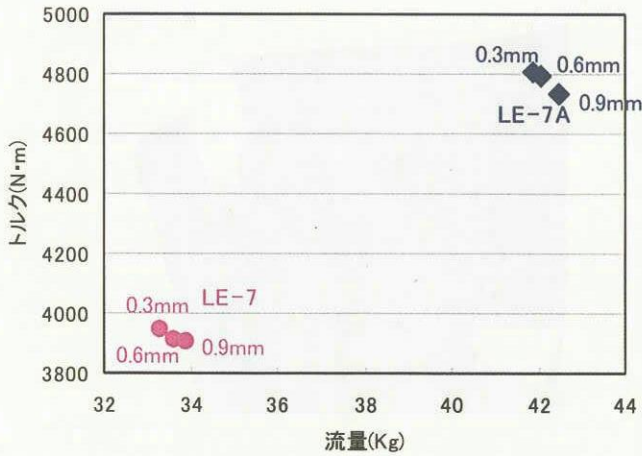


Fig.5 動翼トルク値の変化

4-2. マニフォールド部

Fig.6 に非定常数値計算結果から得られたマッハ数分布の時間変化を示す。ポリュートからスリットを通り出口流路へ流出する高速領域がスリット下流に伸びているが、特にスリット下流において流れに非定常性が現われている。Fig.7 にスリット部の速度ベクトル図の瞬間値(ベクトルの色はマッハ数)を示すが、流れはスリットエッジ部で加速しながら周りこみポリュートからスリットへ流入するがスリット壁面(流入側エッジ部)ではく離し、スリットの柱(ストラット)の下流に大きなウェークが生じている。

一方、時間平均値より算出した各スリットの流量分布を Fig.8 に示す。スリット流量の非一様性が認められる。これはポリュート流れ方向にポリュートの断面積が減少しているため、断面積減少に対して各スリット流量が増加するためと考えられる。なお、図は省略するが各スリット流量について顕著な非定常変化はみられず、スリット下流における非定常流動に伴ってスリット流量の非定常変化は生じていない。

Fig.9 に静圧分布の時間変化を示す。圧力分布が時間とともに周方向へ変動していることが分かる。また、Fig.10 に示す全圧分布の時間変化によるとストラット下流ウェークに相当する低エネルギー領域から周期的に低エネルギー流体が下流に放出されている。Fig.11 に半径方向速度成分および周方向速度成分の瞬間値を図示する。図中において半径方向速度成分は半径内向きを正、周方向速度成分は時計回りを正と定義した。特に Fig.11(b)周方向速度分布によるとスリット下流において周方向速度が螺旋状に変化していることがわかる。例えば周方向速度の大きなスポットが螺旋上に並んでいる。Fig.12 に速度ベクトルの時間変動(ベクトルの色はマッハ数)を示す。速度ベクトルによるとストラットウェーク内に周期的に渦が発生しており、発生した渦が下流へ放出される様子が現われている。

この渦の放出が Fig.10 に現われているストラットウェークからの周期的な低エネルギー流体の放出と対応している。Fig.11(b)に現われている周方向速度分布もストラットウェークからの渦放出と対応する。放出される渦の上部では周方向速度が減少、渦の下部で周方向速度が増加する。このため、ストラットから周期的に放出される渦がスリット下流に並ぶ結果、Fig.11(b)のように周方向速度の螺旋状の変化が現われることになる。

したがって、スリット下流において生じる流れの非定常は、ストラットウェーク内に形成された渦が下流へ周期的に放出されることに起因するものと考えられる。



(a) 1/4 T



(b) 2/4 T



(c) 3/4 T

Fig.6 マッハ数分布の時間変化



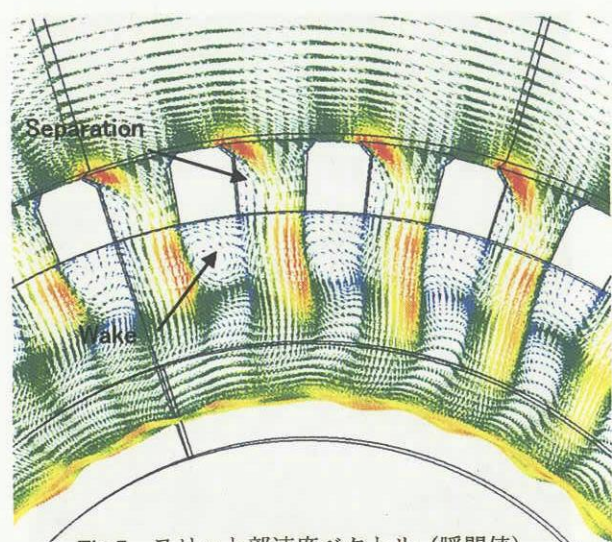


Fig.7 スリット部速度ベクトル (瞬間値)

## 6. 謝辞

本研究は 2003 年度迄実施された旧3機関連携エンジン中核プロジェクトの一環として行ったものである。ご協力いただいた関西大学の岩壺教授、JAXA の内海氏、岡安氏、小林氏、内田氏、勾坂氏、野坂氏、志村氏、IHI の本井氏、葦科氏に深く感謝の意を表す。

## 参考文献

- [1] Nozaki, O., Kikuchi, K., Nishizawa, T., Matsuo, Y., Ooba, Y. and Kodama, H., "Unsteady Three-Dimensional Viscous Flow Computations of Multiple-Blade-Row Interactions," Proc. of 14<sup>th</sup> International Symposium on Airbreathing Engines, ISABE Paper 99-7032, 1999.
- [2] 野崎理・児玉秀和, 「ターボファンエンジンの大規模流れ解析」, ターボ機械, 第28巻, 第12号, pp.35-40, 2000.
- [3] <http://www.ista.jaxa.jp/act/cfd/upacs/index.html>
- [4] Motoi, H., Kitamura, A., Sakazume, N., Uchiumi, M., Uchida, M., Saiki, K., Nozaki, O. and Iwatsubo, T., "Sub-Synchronous Whirl in The LE-7A Rocket Engine Fuel Turbo-Pump", Second International Symposium on Stability Control of Rotating Machinery (ISCORMA-2), 2003.

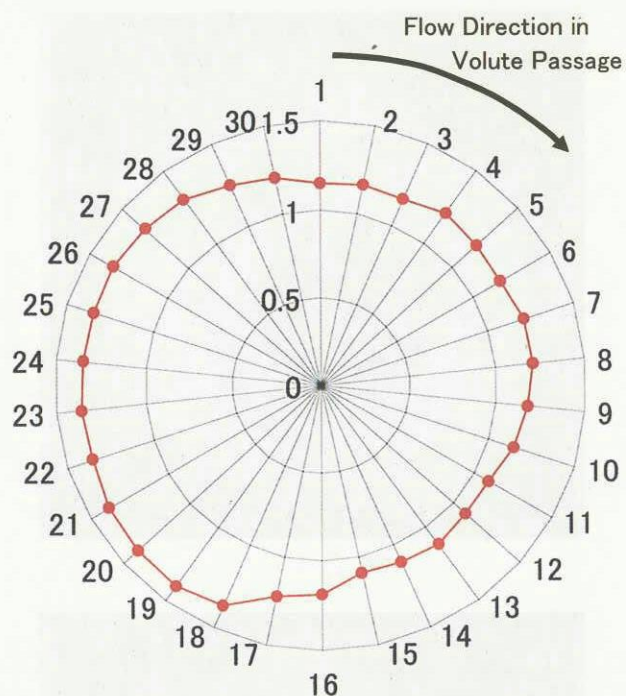


Fig.8 各スリットの流量分布

## 5. 結論

翼列部(ノズル, 動翼, 静翼)と上流マニフォールド部から成る FTP タービンについて CFD 数値シミュレーションを実施しタービン内部流れ場を調べた。

翼列部についてはタービン側振動の原因究明のため、軸の偏心に伴う翼端すき間の効果を主に調べ、軸系安定性解析に必要な動翼トルク値を得た。その結果、軸系の減衰比を下げる原因がタービン動翼翼端すき間の影響に起因する Thomas Force による不安定化力と推定された。

一方、マニフォールド部についてはボリュートと出口流路の間に設置されているスリット下流において非定常流れが生じていることが数値シミュレーションよりわかった。詳しい数値解析の結果、このマニフォールド部スリット下流における非定常流れはスリットの柱(ストラット)のウェークから周期的に放出される渦に起因することが明らかになった。





(a) 1/4 T



(a) 1/4 T



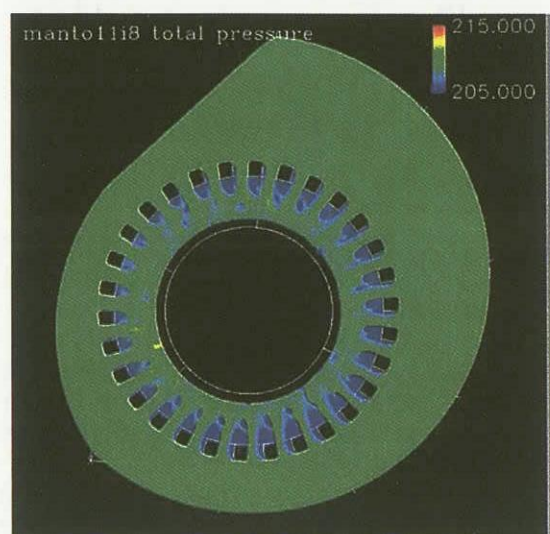
(b) 2/4 T



(b) 2/4 T



(c) 3/4 T

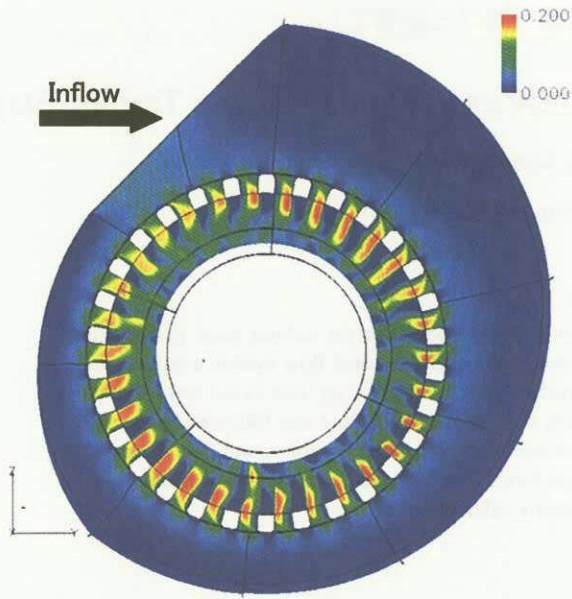


(c) 3/4 T

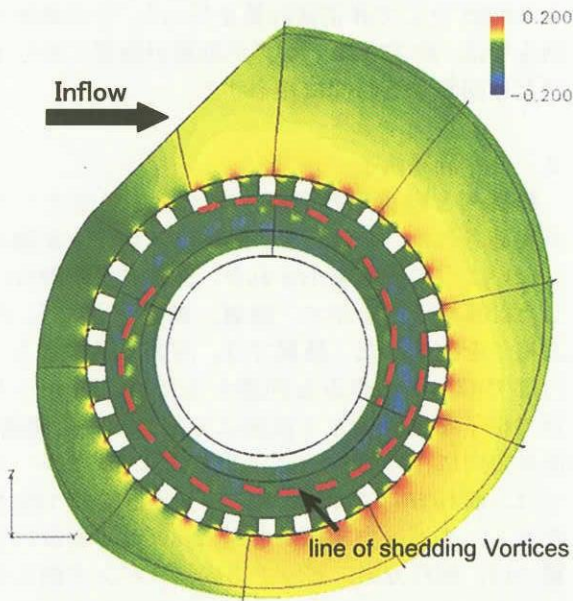
Fig.9 静圧分布の時間変化

Fig.10 全圧分布の時間変化



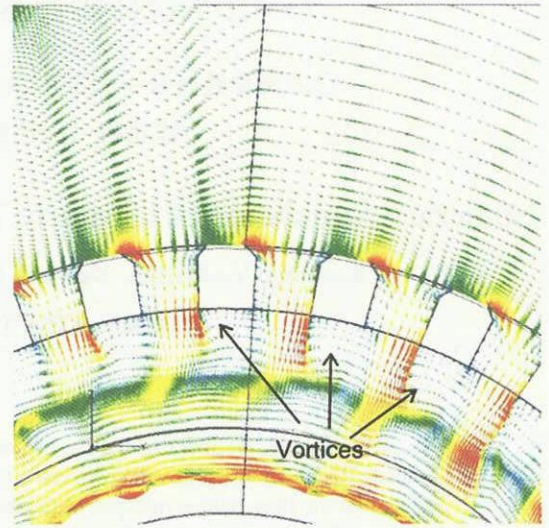


(a) 半径方向速度成分値

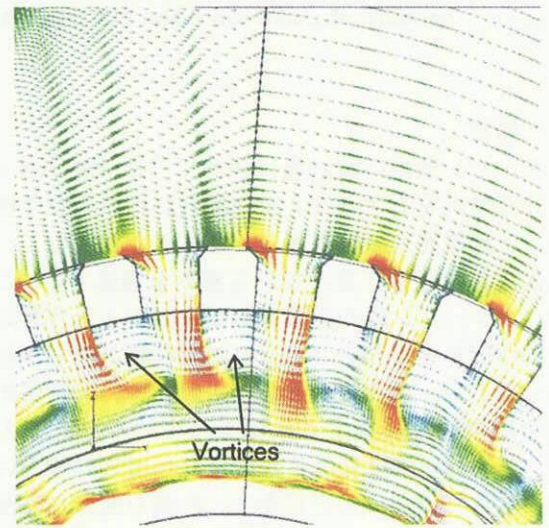


(b) 周方向速度成分値

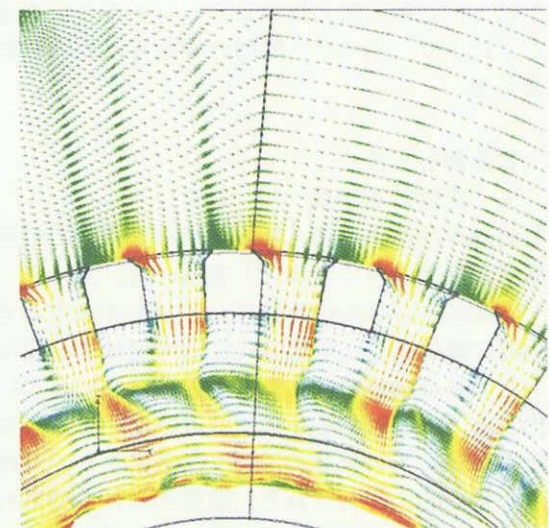
Fig.11 速度成分値分布 (瞬間値)



(a) 1/4 T



(b) 2/4 T



(c) 3/4 T

Fig.12 速度ベクトルの時間変化