

マイクロタービンの三次元流路解析 3D Numerical Simulation of a Micromachined Air Turbine

釜土敏裕, 東北大・院, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: kamatuti@ad.mech.tohoku.ac.jp
加藤琢真, 東北大・工, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: katoh@ad.mech.tohoku.ac.jp
中橋和博, 東北大・工, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: naka@ad.mech.tohoku.ac.jp
田中秀治, 東北大・工, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: shuji@cc.mech.tohoku.ac.jp
江刺正喜, 東北大・工, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: esashi@cc.mech.tohoku.ac.jp
Toshihiro KAMATSUCHI, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN
Takuma KATOH, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN
Kazuhiro NAKAHASHI, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN
Shuji TANAKA, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN
Masayoshi ESASHI, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN

A MEMS-based micro-gas turbine engine is currently investigated in several research groups at universities and institutes. One of the important keys for realizing the micro-gas turbine is the design of the gas passage. However, because of its minute size, the fluid dynamics data are difficult to obtain by means of experiments. In this paper, 3D numerical simulation to compute flows inside of a micro-gas turbine is discussed using the unstructured grid CFD method.

1. 緒言

産業革命以降, 機械の歴史はより大きく, より速く, より遠く, より強くと人間活動の拡大と快適さを求め常に進歩してきた。そして今日, 次の技術の発展の目となる研究において, あらゆる分野に共通して指向されているテーマがマイクロ化である。最近では機械の分野でも同様にマイクロ化のニーズが顕著になってきており, 欧米では半導体集積回路の製作技術を用いたマイクロエレクトロニクスにメカニズムを取り入れたマイクロマシンの研究が進められている。このような研究は Micro Electro Mechanical System (MEMS) と呼ばれる。MEMS 技術に基づくマイクロマシン工作技術の進歩には著しいものがあるが, この技術により直径が数ミリサイズのマイクロガスタービン (Fig. 1) を作る power MEMS の研究が MIT や Stanford 大学などで世界的に競って行われている。東北大学でもプロジェクトが生まれ, 現在開発が進められている。

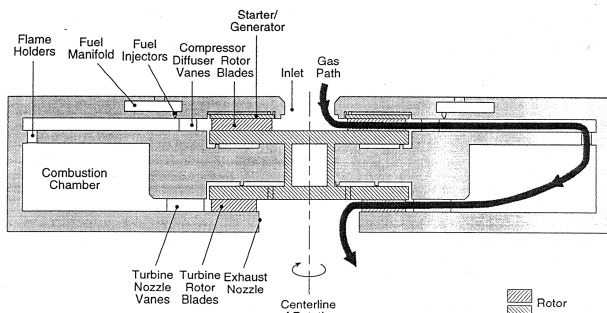


Fig. 1 Micro gas turbine generator cross-section⁽¹⁾

このようなマイクロガスタービンは, サイズが極めて小さいために熱流体力学課題をたくさん抱えており, その解決には数値流体力学手法 (CFD) による流動解析が不可欠である。例えば, レイノルズ数が大型ガスタービンに比べ 100 分の 1 程になることから, 2 桁ほど低いレイノルズ数が翼列性能に及ぼす影響を予測する必要がある。また, 微細加工技術の制

約から, 翼列のスパン方向高さが制限される。このことは翼端壁の影響が大きくなることを意味し, 三次元的な流路解析が必要となる。回転翼では翼端での流れの割合も従来のガスタービンに比べ非常に大きくなるを得ない。ロータ軸受けの漏れ流れの解析も重要となる。翼形状の再現精度も微細加工では問題となり, そのような幾何学的な製作誤差が翼列性能に及ぼす影響も調べる必要がある。さらにそのサイズから, 燃焼器から圧縮機翼列への熱移動が性能へ及ぼす影響も懸念されている。一方, ガスタービンのプレイトンサイクルでは, タービンあるいは圧縮機効率がガスタービン出力に大きく影響を及ぼし, 特にマイクロガスタービンではそれら翼列性能がサイクル成立性そのものをも決めてしまう。

マイクロガスタービンは, 超小型でかつエネルギー密度の大きな発電機として有望視されるとともに, 超小型無人観測航空機や, あるいは既存航空機では境界層制御などへの応用が検討されており, MIT では既に 5 年程前から開始している。その成功の大きな鍵の一つが, 200 万 RPM の超高速で回転するタービンおよびコンプレッサーの空力最適化である。現時点では MIT は 100 万 RPM まで達成しており, 更に翼および流路形状の最適化が必要とされている。また, Stanford 大学では, MIT のものより数倍大きなサイズのマイクロガスタービン開発を目指し, これに対し同大学の数値流体グループではガスタービンの入り口から出口までの全流路解析を目指したプロジェクトも立ち上げたとの話も聞く。従来のガスタービンでは CFD は不可欠な道具となっているが, マイクロガスタービンでは測定が不可能であるだけに, 設計のすべてを CFD に頼らざるを得ない。

そこで本論文では, 今後の設計に活かすことを目標に, マイクロガスタービン内の流体力学的データ取得のための CFD 手法の議論・構築を行う。そして, マイクロガスタービンへの応用を視野に入れ, その要素技術であるシリコンマイクロエアタービン内流れの三次元流動解析を行う。

2. 東北大学におけるマイクロガスタービンの研究

東北大学では, 機械電子工学専攻の江刺教授が中心となって, マイクロガスタービンの研究開発が行われている。マイクロガスタービンを熱機関として成立させるための主要技

術課題は、燃焼器からの熱拡散防止と超高速軸受の設計・製作である。同研究室ではMEMS加工技術、材料、断熱、軸受あるいはその他の側面から、その実現に向けての研究が進められている。最終的な目標は、マイクロガスタービンに微小サイズの発電器を取り付けた、携帯可能な超小型発電器の開発である。

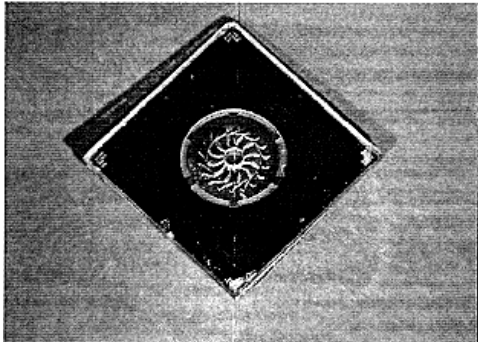


Fig. 2 Silicon micro-air turbine

シリコンマイクロエアタービンは超高速軸受の要素技術として研究されている (Fig. 2)。このマイクロエアタービンは半導体微細加工技術を応用し、Fig. 3のように4層からなる複雑な流路を成している。上から数えて第2層目がタービン部である。駆動には圧縮空気(窒素)を使用する。タービン翼型はロータの回転数を30万rpmを想定し、速度3角形法により決定した。軸受はラジアル方向、スラスト方向ともに流体軸受とし、それぞれジャーナル軸受、ハイブリッド軸受(スパイラルグループ軸受と静圧軸受)を採用している。ロータの径は5mm、ノズル・ロータの各翼スパンは200 μ m、ベアリングギャップは20 μ mである。Fig. 4はタービン部の電子顕微鏡写真である。実験の結果、このマイクロエアタービンは現時点までに最高回転数45,610rpmを達成している (Fig. 5)。

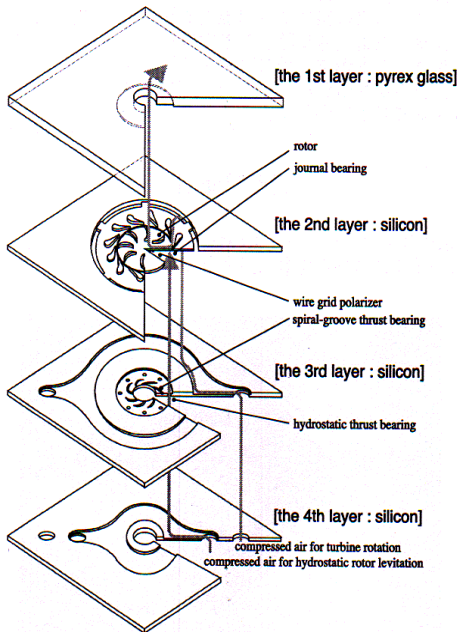


Fig. 3 The structure of the micro-air turbine

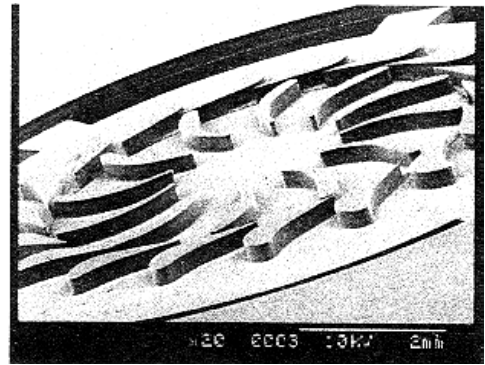


Fig. 4 The electron microscope picture of the turbine section

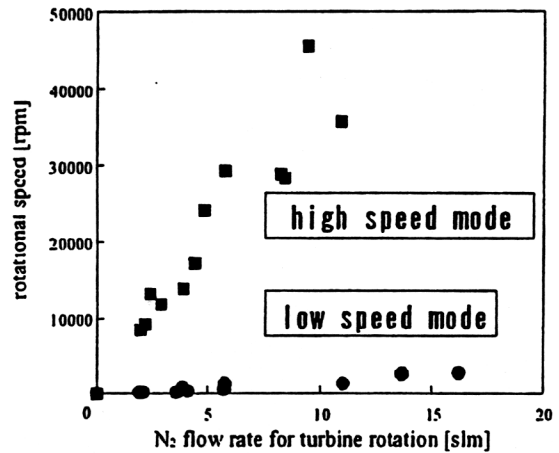


Fig. 5 Variations of the rotational speed by the N₂ flow rate for turbine rotation

3. 数値計算法

3.1 マイクロタービンの数値解析

マイクロガスタービンあるいはマイクロタービンは、翼列スパン方向高さが翼弦長の5分の1程しかなく、翼端壁の影響を大きく受ける。またタービン部では、翼端漏れ流れの割合も相対的に大きくなる。さらに、流路の三次元性が大きく、その数値計算でも最終的には三次元流路解析が必須となる。

従来、翼列の解析には構造格子を用いて、境界を周期境界条件とすることで静翼一枚のみの定常計算、あるいは静翼と動翼の各一枚のみの非定常計算が行われてきた。しかし、マイクロガスタービンはノズルとロータで枚数が異なる円形翼列を成し、流入口の偏りも想定される。そのため、流路全体としての流れ場は複雑なものとなり、周期境界として一部のみを取りだして数値解析を行うことができず、一度に全体の計算を行う必要がある。このような計算対象を構造格子で処理するには、格子生成などを考えると大変な作業となる。そこで、ここでは三次元でかつ複雑形状にも適応しやすい非構造格子法によるマイクロガスタービン数値解析ツールを構築することとした。

これまで開発を進めてきた非構造格子CFD⁽²⁾をマイクロタービン、そして最終的にはマイクロガスタービン全体に適用する場合、いくつかの検討が必要となる。まず第1に、粘性損失、熱伝達の正確な把握が必要のため、壁面近くはできるだけ構造的な格子を用いなければならない。第2に、静翼と動翼、燃焼器入り口、軸受け隙間等の個々の流路に対応す

べく、オーバーセット格子やスライディング格子の開発、ソルバーの拡張が必要である。

これらのことを考慮に入れ、本研究では非構造格子によるシリコンマイクロエターピンの三次元流路解析の検討を行った。非構造格子は、壁境界層領域には従来から翼列計算に使われている構造格子を用い、残りの領域には非構造格子を Advancing Front 法で生成する方法を採った。三次元流路解析には、スパン方向に二次元格子を積み上げてプリズム格子を用いる。

タービン計算にはノズルとロータの2つの格子を用いる。ロータ計算時には流束評価において回転による流束の修正を加える。また、互いの格子は2メッシュ分重ね合わせ、各々の境界は相手格子情報から内挿を行い境界条件として与え、各ステップごとに双方の境界情報の受け渡しを行う。情報交換を行う格子点は互いの格子で同一円周上に配置させ、内挿を行う際の相手格子探索には一次元的な探索を行うようにした。

3.2 数値解法

基礎方程式は、理想気体を仮定した三次元非定常 Navier-Stokes 方程式であり、積分形で次のように書かれる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\partial\Omega} \{ \mathbf{F}(\mathbf{Q}) - \mathbf{G}(\mathbf{Q}) \} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

ここで $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T$ は保存量ベクトルであり、 ρ は密度、 u, v, w はそれぞれ x, y, z 方向の速度成分、 e は全エネルギーである。また $\mathbf{F}(\mathbf{Q}), \mathbf{G}(\mathbf{Q})$ はそれぞれ非粘性流束ベクトル、粘性流束ベクトルである。 \mathbf{n} は検査体積 Ω の境界面 $\partial\Omega$ における、検査体積の外側に向けた単位法線ベクトルである。この連立方程式の系は完全気体の状態方程式により閉じられる。粘性係数 $\mu(T)$ に関してはサザランドの式、圧力に対しては理想気体の状態方程式を用いた。

基礎方程式は有限体積法のセル節点法により離散化される。検査体積には非重合二重格子を用いる。この検査体積において、式(1)は次のように代数方程式で記述することができる。

$$\frac{\partial \mathbf{Q}_i}{\partial t} = -\frac{1}{V_i} \left[\sum_{j(i)} \Delta S_{ij} \mathbf{h}(\mathbf{Q}_{ij}^+, \mathbf{Q}_{ij}^-, \mathbf{n}_{ij}) - \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} \mathbf{G}(\mathbf{Q}_{ij}, \mathbf{n}_{ij}) \right] \quad (2)$$

ここで V_i は節点 i 周りの検査体積の体積、 ΔS_{ij} と \mathbf{n}_{ij} はそれぞれ節点 i とその点に隣接する節点 j との検査体積境界面の面積と、その境界面の外向き単位法線ベクトルである。また、 $\sum_{j(i)}$ は点 i 周りの検査体積を構成する多面体の面の総和を意味している。 \mathbf{h} は検査体積境界面に垂直な数値流束で、 \mathbf{Q}_{ij}^{\pm} はその境界面の両側における保存変数のベクトルの値である。

式(2)右辺第一項の流束評価には、嶋らによる SHUS (Simple High resolution Upwind Scheme) を用いる。高次精度化するために節点 i 周りの検査体積内の基礎物理変数 $\mathbf{q} = [\rho, u, v, w, p]^T$ を、その勾配 $\nabla \mathbf{q}_i$ を用いて以下のように区分的一次関数で再構築し空間二次精度にする。

$$\mathbf{q}(\mathbf{r}) = \mathbf{q}_i + \psi_i \nabla \mathbf{q}_i \cdot (\mathbf{r} - \mathbf{r}_i) \quad (3)$$

ここで \mathbf{r} は位置ベクトルで、 i は節点番号である。一方

ψ ($0 \leq \psi \leq 1$) は高次精度でスキームの単調性を保持するために用いられる。ここでは空間精度を悪化させることなく、かつ収束性に優れた Venkatakrishnan の制限関数を用いる。

時間積分には計算時間の大幅な短縮を実現するために、非構造格子法のために拡張された LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 陰解法を適用する。

ロータの計算時には回転による流束の修正を加える必要がある。流束の修正を考慮した Navier-Stokes 方程式は次のように書かれる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\partial\Omega} \{ \mathbf{F}(\mathbf{Q}) - \mathbf{Q} \dot{\mathbf{x}} - \mathbf{G}(\mathbf{Q}) \} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (4)$$

ここで、 $\dot{\mathbf{x}}$ は格子の移動速度である。

4. 計算結果

4.1 計算コードの検証

Fig. 6, 7 は、過去にワークショップ⁽³⁾で取り上げられたノズル翼列を用いて、本非構造格子ソルバーの精度を確認し、かつレイノルズ数の違いによる効果について調べた結果である。計算条件はレイノルズ数が 1.2×10^6 、出口マッハ数 1.2、翼面上は全面乱流を仮定し Goldberg の 1 方程式乱流モデルを用いた。計算格子を Fig. 6(a) に示す。このケースは非構造格子ソルバーの精度確認を目的としているため、格子は 111×61 の H 型構造格子を三角形に変換している。Fig. 6(b) はその等マッハ線図である。また、レイノルズ数を 2 桁下げた 1.2×10^4 で全面層流とした結果を Fig. 6(c) に示す。レイノルズ数が 10^4 の結果は明らかに境界層及び後流が厚くなっている。しかし、Fig. 7 に示す C_p 線図では、レイノルズ数による違いは負圧面後縁近くに現れているものの、全体としては大きな違いが見られない。

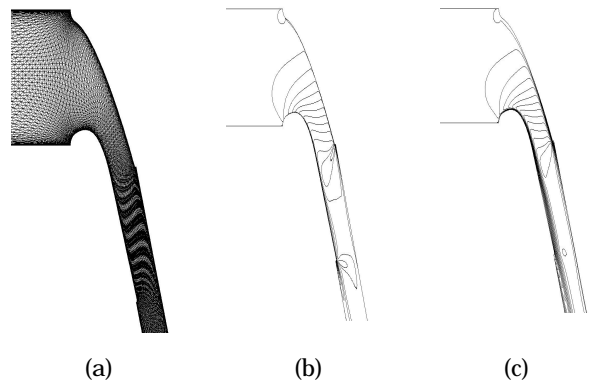


Fig. 6 2D computation of flows through cascades
(a) Computational grid,
(b) Contours of Mach number ($Re=10^6$),
(c) Contours of Mach number ($Re=10^4$)

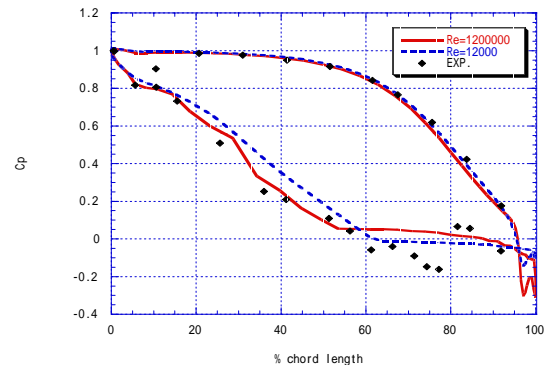
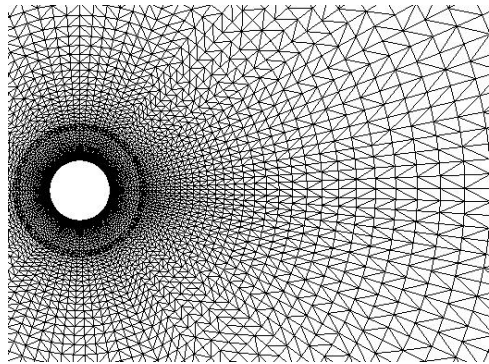
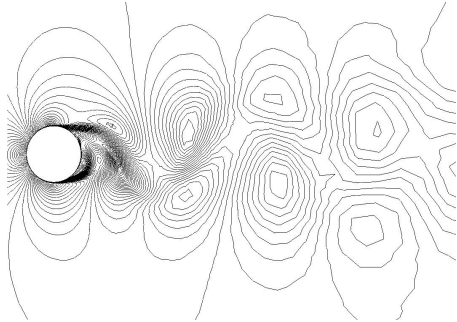


Fig. 7 Surface pressure coefficients
(Red: $Re=10^6$, Blue: $Re=10^4$)

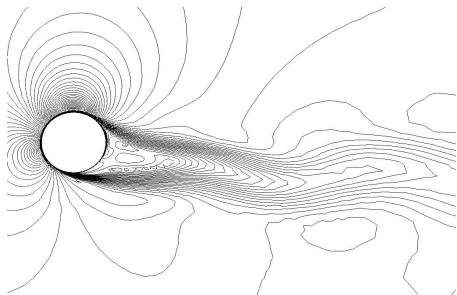
次に、タービン計算時に用いるオーバーセット格子の検証問題として、円柱周りの格子と背景格子のオーバーセットを用いた二次元計算を行った。計算格子を Fig. 8(a)に示す。格子点数は円柱周りの格子、背景格子ともに 10302 点である。レイノルズ数は 2×10^5 、主流マッハ数は 0.25 とした。Fig. 8(b)は円柱を回転させないときの結果である。カルマン渦が下流に放出されており、境界の情報交換が正確に行われている。計算の結果、ストローハル数は 0.24 となった。実験値が 0.2 であり、おおむね一致したと考えて良いであろう。また、Fig.8(c)は壁面を主流速度の 1/2 で回転させたときの結果である。先程の渦が回転の効果により後流となり下方に偏って流れており、回転の影響もきちんと捕らえられた。以上の結果により、オーバーセットを用いた本非定常ソルバーの妥当性が示された。



(a) Computational grid (Cylinder and Background)



(b) No rotation



(c) Rotation

Fig. 8 2D computation around a circular cylinder
($Re:2 \times 10^5$, $M :0.25$)

4.2 マイクロエアタービンの流路解析

非構造格子法を用いてシリコンマイクロエアタービン内の三次元流路解析を行った。Fig. 9 にその計算領域を示す。赤い境界が流入口、青い境界が流出口である。回転するロータは緑で示してある。空気は全周から流入しノズルで絞られる。そして、ロータを駆動させ直角に曲げられて流出していくという構造になっている。なお、本計算では軸受けのギャップは無いものとする。

はじめに、ロータ上部における翼端の隙間を無視して計算を行った。Fig. 10 は計算格子である。格子点はノズルで 77280 点、ロータで 85252 点である。翼スパン方向は 15 層のプリズム格子で構成している。レイノルズ数を 10^4 、出口マッハ数を 0.4 とする。Fig. 11 に等圧力線図を示す。Fig. 11 (a) により流入域の高圧部から空気がノズルで絞られ、さらにロータを通る過程で圧力が減少している。また、Fig. 11 (b) の拡大図をみるとノズルやロータの各翼で大きな離れも生じていない。Fig. 12 は中心付近の速度ベクトル図である。流れは渦を巻きながら中心に向かっていくことが分かる。さらに、Fig. 13 の出口断面での等マッハ数線図と速度ベクトル図を見ると、出口では逆流が生じていることが分かる。ロータの回転速度はロータの各翼の圧力を積分し、回転軸を基準にして求められた C_m から算出する。すなわち、ロータの C_m が正の時はロータの回転速度を増加させ、 C_m が負の時はロータの回転数を減少させる。そして、 C_m が 0 となって回転速度がほぼ定常になったところをロータの回転数とする。その結果、出口マッハ数が 0.4 の場合、回転数は約 38 万 rpm となった。

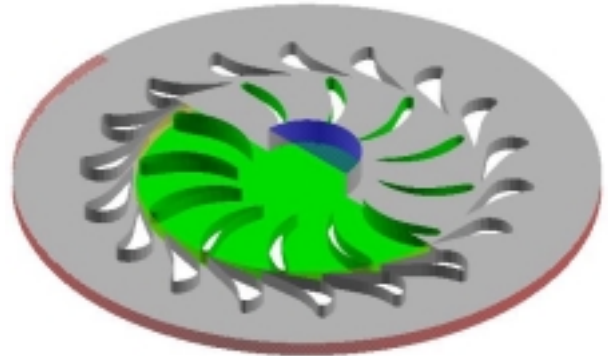


Fig. 9 micro-air turbine
(Red : Inflow boundary, Blue : Outflow boundary)

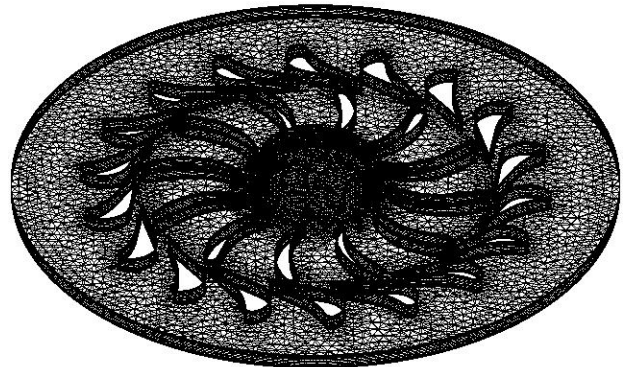
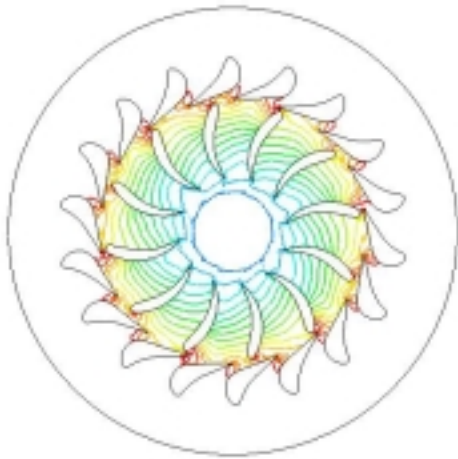
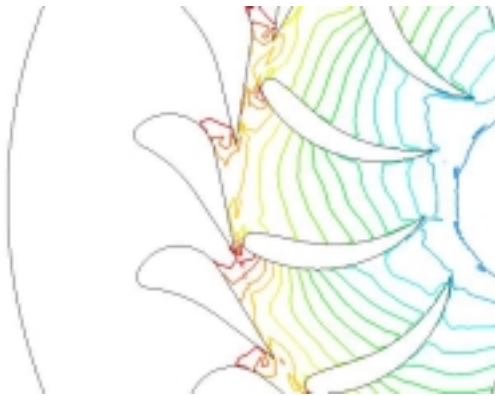


Fig. 10 Computational grid



(a) View of whole region



(b) A part of (a)

Fig. 11 Pressure contours

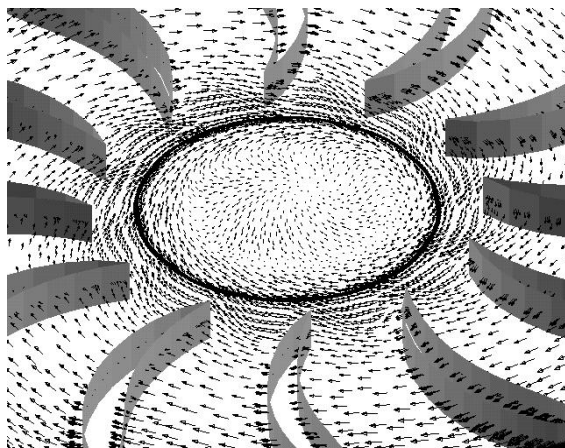
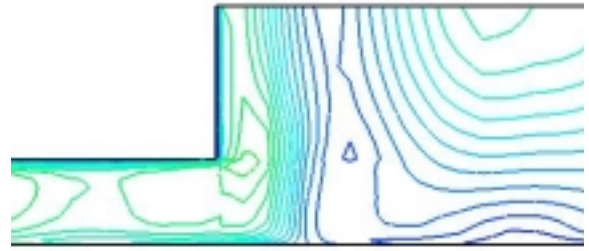
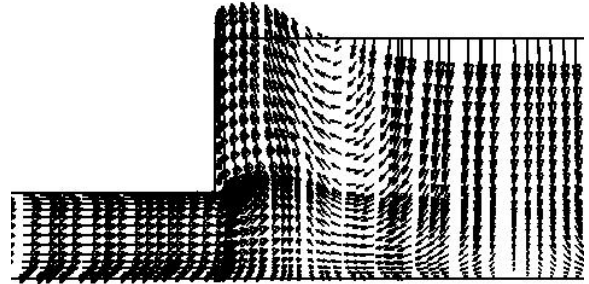


Fig. 12 Velocity vectors at a center



(a) Contours of Mach number



(b) Velocity vectors

Fig. 13 Cross section of outflows

次に、ロータ上部における翼端の隙間を考慮した場合の計算を行った。先程のロータの格子は翼スパンに 15 層のプリズム格子を設けていたが、翼端上面の隙間 $50\mu\text{m}$ にさらに 5 層のプリズム格子を重ねる。計算格子を Fig. 14 に示す。格子点はノズルで同じく 77280 点、ロータは 108862 点となる。

ロータの回転数の求め方は上で述べたのと同じ方法をとる。Fig. 15 は出口マッハ数と回転数の関係を、ロータの翼端のないものと併せて示したものである。これを見ると、いずれの場合も出口マッハ数を増加させることにより、回転数が増加している。しかし、実験によって測定された最高回転数は $45,610\text{rpm}$ であることから、計算で求められた回転数は全般的に非常に高い値を示している。これは本研究での回転数は純粋に流体力にのみ依存しており、軸受の摩擦力が反映されていないことに原因がある。このマイクロエターピンの場合、ベアリングギャップが $20\mu\text{m}$ と極微小であることから、摩擦力が相当大きくなるものと予想される。今後、さらに詳細なシミュレーションを行うためには、この摩擦の見積もりが重要となるであろう。

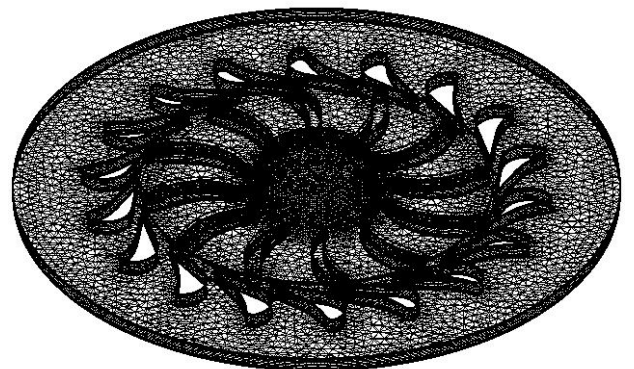


Fig. 14 Computational grid with rotor tip clearances

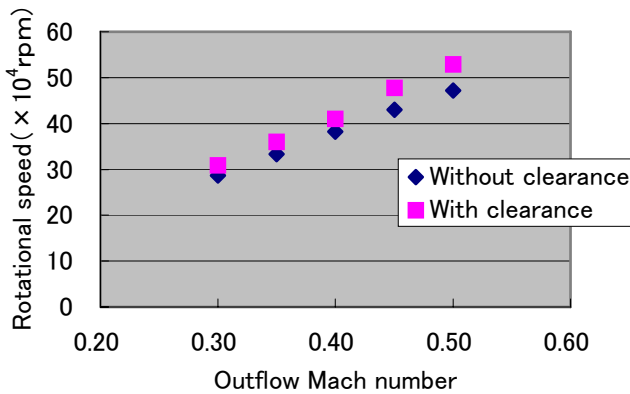


Fig. 15 Variations of the rotational speed by the outflow Mach number

ロータ翼端の隙間の有無で回転数を比較すると、翼端の隙間がある場合が回転数が高くなる傾向を示した。これは、隙間ができることにより上面の壁の境界層を避けることができ、流れの損失が少なくなったためと考えられる。

今回の計算では軸受けの摩擦を無視しているため、正確なロータ回転数の予測までは困難かもしれないが、計算で求められた回転数は翼・流路性能の相対的な比較の指標となるであろう。

5. 結論

マイクロガスタービン解析に向けての CFD 手法を議論・構築し、その要素技術であるシリコンマイクロタービンの三次元流路解析を行った。

(1) 2 つの検証の結果により、本計算コードは妥当であることを示した。

(2) マイクロガスタービンやマイクロタービンにおいて、レイノルズ数が大型のガスタービンと比較して 2 桁減少しても、翼型 C p 分布は定性的には大きく変化しないことが分かった。

(3) 今回のシリコンマイクロタービンでは、ノズルやロータの各翼で大きな離れも生じず、きれいに流出することが分かった。また、出口では逆流も見られた。

(4) 数値計算により求められたロータの回転数は、実験結果と比較して、全般的に約 10 倍強の高い値となった。設計回転数である 30 万 rpm に近い値であるが、これは軸受の回転数を流体力のみから求めた結果である。

(5) 翼端の隙間を考慮した場合、回転数が上昇する傾向を示した。これは、隙間により側壁の境界層を避けることができ、流れの損失が減少したためと考えられる。

(6) 正確なロータ回転数の予測までは困難かもしれないが、計算で求められた回転数により、翼・流路性能の相対的な比較ができると考えられる。

複雑かつスケール幅の大きな流路への対応と境界層の解像精度の確保を両立させるため、マイクロタービン内の流路解析には非構造格子 CFD は非常に有効である。超高速軸受の実現に向け、これからは軸受の摩擦も考慮した解析を進めることが必要となってくるであろう。

謝辞

本研究は、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の産業技術研究事業費助成金 (研究課題名: マイクロマシン技術を用いた超小形ターボ発電機の実証研究) を受けて遂行致しましたことを併記するとともに、NEDO に厚く御礼申し上げます。

参考文献

- (1) A. H. Epstein, et al., "Micro-Heat Engines, Gas Turbines, and Rocket Engines - The MIT Microengine Project -," Proc. 28th AIAA Fluid Dynamics Conference and 4th AIAA shear Flow Control Conference (1977) pp.1-12.
- (2) K. Nakahashi, D. Sharov, S. Kano, M. Kodera, "Applications of Unstructured Hybrid Grid Method to High-Reynolds Number Viscous Flows", International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol.31, pp.97-111, 1999.
- (3) 日本機械学会, 流れ解析プログラム検証分科会: 翼列周りの流れの数値解析とその検証, 1992.