

平成 22 年 6 月 28 日現在

研究種目：基盤研究(B)
 研究期間：2007～2009
 課題番号：19310090
 研究課題名(和文)超小型翼列風洞の開発と MEMS ターボ機械要素の空気力学性能設計法への応用
 研究課題名(英文)Development of ultra micro cascade wind tunnel and its application to aerodynamic performance design for components of MEMS turbomachinery
 研究代表者
 鳥山寿之(TORIYAMA TOSHIYUKI)
 立命館大学・理工学部・教授
 研究者番号：30227681

研究成果の概要(和文)：MEMS ターボ機械の翼列を通過する圧縮性流体の力学的挙動の解明と翼列の空気力学設計手法の確立に向けて、MEMS 翼列風洞チップの設計試作と実験を実施した。風洞入口全圧と出口排圧の比率を変化させながら、臨界圧力前後での MEMS 反動タービン翼列における全圧損失係数、翼面上マッハ数分布、翼負荷係数等の翼列基本性能パラメータを決定した。結論として、MEMS タービン翼列の全圧損失係数が大型の航空エンジン翼列に比べて 1 桁程度上昇する知見が得られた。

研究成果の概要(英文)：MEMS turbine cascade was designed and fabricated, in order to establish the cascade aerothermodynamics design method for MEMS turbomachinery, and clarify the mechanical behavior of compressible cascade blade-to-blade flow field in low Reynolds number regime. Stagnation pressure loss coefficient, blade Mach number, and the Zweifel parameter for the MEMS turbine cascade were determined. It is concluded that the stagnation pressure loss coefficient of the MEMS turbine cascade is several order larger than that of large counterpart. Therefore, significant penalty must be paid for the aerothermodynamic design of the MEMS turbomachinery.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007 年度	4,700,000	1,410,000	6,110,000
2008 年度	2,100,000	630,000	2,730,000
2009 年度	1,500,000	450,000	1,950,000
年度			
年度			
総計	8,300,000	2,490,000	10,790,000

研究分野：流体力学

科研費の分科・細目：ナノ・マイクロ科学・マイクロ・ナノデバイス

キーワード：気体力学、翼列、ターボ機械、マイクロマシン

1. 研究開始当初の背景

超小型ガスタービンエンジンなどのターボ機会を MEMS 技術により開発する上で解決すべき研究課題の 1 つは、エンジン要素である圧縮機やタービンの超小型翼列に関する空気力学的特性を実験により解明し、エ

ンジン要素開発の基礎データの構築と空気力学的設計指針を与えることである。超小型の圧縮機・タービンの要求断熱効率を達成するためには超小型翼列風洞を援用した精密な空気力学実験が不可欠であり、市販ベースの数値流体解析に依存する設計手法は信頼

性が低いことが分かっている。その主たる理由は、エンジン内を作動する遷音速（マッハ数 ~ 1 ）流体が平均で 10^4 程度以下の低レイノルズ数であるために（一般の航空用エンジンの約 $1/100$ 以下）、流体の粘性力が慣性力よりも強く流体の力学的挙動に影響するためである。超小型ガスタービンエンジンの超小型圧縮機・タービンについてエンジンサイクルを満足する断熱効率を達するためには、実寸法の翼列を有するマイクロ風洞（これを実寸法翼列風洞と定義する）を開発して翼列を通過する流体の全圧損失等の空気力学的性能を直接計測して確かめることが不可欠との結論に至った。

2. 研究の目的

超小型ガスタービンエンジンなどの空気推進エンジンに適合する超小型翼列を通過する流れ場は、一般に遷音速・低レイノルズ数領域にあり、これまでの古典的な高速空気力学の分野では殆ど取り扱いがなされていない領域である。これは MEMS 技術の発展により微小な機械構造を取り扱うことが可能になり、初めて現実性を伴い派生した領域と解釈することができる。したがって、遷音速・低レイノルズ数領域の流体の振る舞いの実測データも皆無に等しく、数値流体解析技術の有効性も比較データと流体メカニズムが不明であることから証明できない。これに対して、本研究は、ガスタービンエンジン内部に固有の遷音速・低レイノルズ数領域の内部流れの空気力学体系を構築することを目的とする。

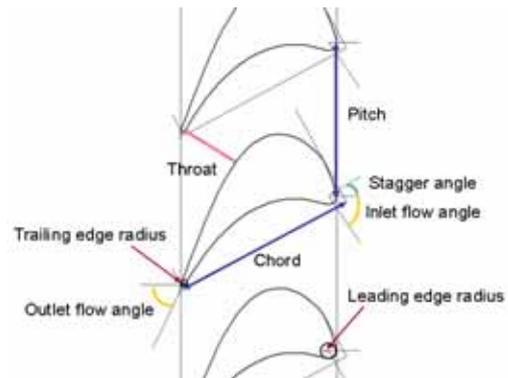
ガスタービン翼列の高速気体力学を体系化する上で、歴史的に見ても 1940 年代から開始された米国 NACA(NASA の前身)・英国王立ガスタービン研究所における翼列風洞実験データの膨大な蓄積が最も大きく貢献したことは周知の事実である。データの蓄積が、その後の数値流体解析技術の発展に取り込まれ、ガスタービン翼設計論が確立した。しかしながら、数値流体解析技術が発展した今日でも、最終的には必ず実機の要素実験を頼りにガスタービンが開発されている事実は重要である。このような歴史的な背景から考察して、本研究における遷音速・低レイノルズ数領域の MEMS タービン翼列風洞実験データの蓄積は、将来にわたり数値流体解析技術に取り込まれて、マイクロ領域の内部流れの高速気体力学体系を確立する重要な布石になる。

3. 研究の方法

(1) 翼列の設計

MEMS タービン翼列風洞に用いる翼形状として、翼周りマッハ数分布や全圧損失係数などの翼性能が明らかな既存のタービン翼列の縮小相似形状を用いる。これは、大型と

MEMS のタービン翼列に関して、スケールによる空力性能や全圧損失の変化を比較するためである。外形の代表寸法が数 cm 角と想定される MEMS ガスタービンエンジンでは、タービンロータ直径は数 cm 程度、タービン動翼と静翼の翼弦長は数 mm 程度、翼高さは数 $100\mu\text{m}$ 程度と見積もることができる。そのため既存の反動タービン翼列のサイズを翼形状およびソリディティを一定に維持したまま $1/20$ に縮小し、翼弦長を 2mm 程度とした。基本的な翼列データおよび文献より得た翼型と $1/20$ に縮小した翼型および寸法を図 1 に示す。



	文献[5]のサイズ	文献[5]の1/20サイズ
Leading edge radius [mm]	1.83	0.0915
Trailing edge radius [mm]	0.5055	0.0253
Pitch [mm]	35.15	1.7575
Chord [mm]	41.7	2.085
Throat [mm]	13.4273	0.6714
Inlet flow angle [deg]	56	56
Outlet flow angle [deg]	64.65	64.65
Stagger angle [deg]	28.5	28.5
Pitch/Chord	0.843	0.843
Solidity	1.186	1.186
Opening/Pitch	0.382	0.382

図 1 1/20 スケールの翼型および寸法

(2) 風洞の設計

MEMS タービン翼列風洞形状について述べる。翼弦長が 2mm 程度の MEMS タービン翼列性能を測定するために、シリコンのバルクマイクロマシニング技術により翼列と風洞を一体構造で製作する。風洞形状は流路入口から先細形状となり翼列のスロートから流路出口に向かって拡大するラバルノズルで近似する。ラバルノズルでは、スロートで $M=1$ となる場合に質量流量が最大となるノズル特性がある。質量流量が最大となる状態を風洞の定格作動状態とし、その臨界状態における風洞入口全圧と風洞出口断面積を求めることで風洞の設計値を決める。風洞入口全圧と風洞出口断面積は、風洞出口全圧とスロート断面積から得ることができる。出口全圧の値は、出口を大気開放することにより大気圧としている。を表したものである。

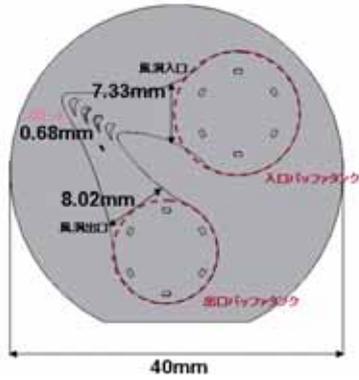


図2 MEMS タービン翼列風洞の形状寸法

(3) CFD 解析

レイノルズ数が 5000 以下となる翼列流れでは、慣性力に対し粘性力が支配的となり、流体摩擦による全圧損失が相対的に大きくなることが予想される。そこで、MEMS タービン翼列風洞に対して粘性を考慮した CFD 解析を行うことで、実験で得られる全圧損失と翼面静圧分布（マッハ数分布）の比較データを求める。また、CFD 解析を用いて MEMS タービン翼列でのソリディティ、全圧損失係数と Zweifel 係数との相関関係を求めた。図3に全圧分布の様子を示す。

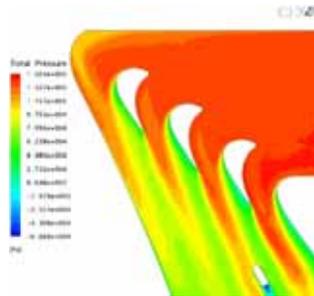


図3 タービン翼列の全圧分布の計算例

ソリディティの値が 1.0、1.19、1.5、1.8、2.0、2.15、2.3 での解析を行った。解析によりソリディティ値が約 1.5、Zweifel 係数が約 0.35 のときに MEMS タービン翼列での全圧損失が極小になると考えられる。

4. 研究成果

(1) 風洞の製作

図4に試作した MEMS タービン翼列風洞と外部接続治具の概略図を示す。MEMS タービン翼列風洞の第1層はパイレックスガラスであり、給気・排気のための穴が機械加工により加工されている。第2層はシリコンウエハである。表面には翼列、ピトー管を擁する風洞がシリコンの深堀ドライエッチング技

術により加工されている。翼面上、ピトー管のよどみ点には圧力測定のための微小孔が収束イオンビーム加工により設けてある。裏面には翼列とピトー管から接続された圧力ポートを治具へ引き出すチャンネルが加工されている。風洞上流と下流に流れを生み出すためのパuffアタンクが設けてある。第3層はパイレックスガラスであり、第2層のチャンネル部から試験治具へ圧力を引き出すための穴が空いている。圧力測定は治具下部に取り付けた圧力センサで行う。シリコンウエハとパイレックスガラスの接合には陽極接合を用いる。

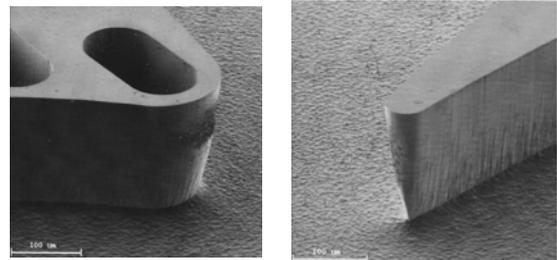
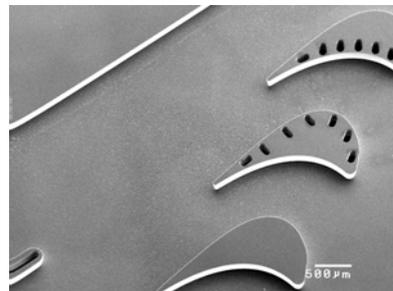
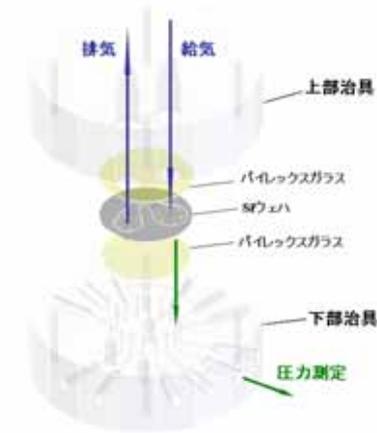


図4 試作した MEMS タービン翼列風洞

(2) 実験結果

予備的な風洞実験により、翼列の全圧損失係数を求めた。図5と図6を比較すると、全圧損失係数の値が大型のタービン翼列に比べ1桁以上大きくなっている。これは、微小寸法流路の低レイノルズ数流れでは、翼周りの境界層や翼列出口での流れの混合などに

よる粘性散逸の影響が大きく、大型のタービン翼列に比べてエントロピー生成が大きくなることを示唆している。

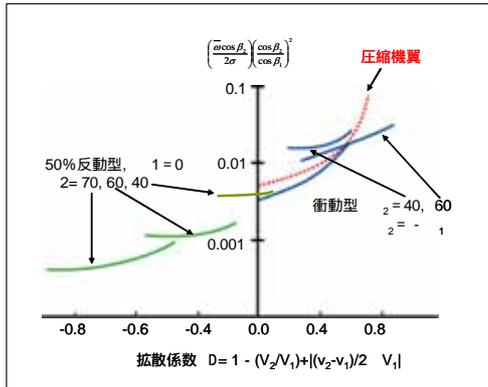


図 5 航空用タービン・圧縮機翼列の全圧

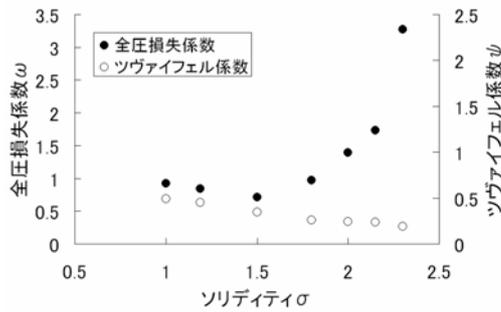


図 6 MEMS タービン翼列の全圧損失

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2件)

A.Sando, N.Takano, M. Asai, T.Toriyama, S.Kido, J.G. Korvink, Reduction of Finite Element Mesh and Model Order for Fast Dynamic Analysis of Global/Local Problem, Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, 3,2009, 572-583

Y.Suzuki, Y.Okada, J.Ogawa, S.Sugiyama, T.Toriyama, Experimental study on mechanical power generation from MEMS internal combustion engine, Sensors and Actuators A, 141,2008, 654-661

〔学会発表〕(計3件)

J.Miwa and T.Toriyama, Aerodynamic consideration on impeller, diffuser and volute for MEMS centrifugal compressor, PowerMEMS2009, 2009年12月1日, Washington DC, USA

Y.Tsuzuki and T.Toriyama, Internal flow visualization of micro supersonic nozzle by using

micro Schlieren apparatus, 第 26 回センサマイクロマシンとその応用シンポジウム, 2009年10月15日, 東京都

T.Fujii, S.Furuya, H. Tsukahara, H.Kawabata, N. Takano, T.Toriyama, Design and experimental consideration for gasdynamics of MEMS based micro supersonic nozzle, Power MEMS2007, 2007年11月28日, Freiburg, Germany

〔図書〕(計0件)

〔産業財産権〕
出願状況(計0件)

取得状況(計0件)

〔その他〕

6. 研究組織

(1)研究代表者

鳥山寿之 (TORIYAMA TOSHIYUKI)

立命館大学・理工学部・教授

研究者番号: 30227681