

超小型二次元ラジアルタービンの試作研究

Prototyping of Millimeter-Scale Two-Dimensional Radial Turbines

西村 勝彦*・松浦 一雄*・サプコタ ラジェシュ*・山本 洋佑*・
松尾 栄人**・吉識 晴夫***・加藤 千幸*Katsuhiko NISHIMURA, Kazuo MATSUURA, Rajesh SAPKOTA, Yosuke YAMAMOTO,
Eito MATSUO, Haruo YOSHIKI, Chisachi KATO

1. はじめに

MEMS (Micro Electro Mechanical System) 技術を利用した超小型ガスタービンによるモバイル電源や微小推力発生装置に関する研究¹⁾は、米国国防省 (DARPA) のプロジェクト研究として、MIT を中心とするグループにより 1997 年に着手されたものであり、それを追従する形で、現在は世界的に盛んに研究が行われている。

羽根車外径数 mm から数 10 mm 程度、出力数 10 W ~ 数 kW の超小型ガスタービンは、二次電池や燃料電池などの他の電源と比較して、数倍から 10 倍程度高いエネルギー密度・出力密度を有するため、小型軽量の次世代モバイル電源として、実用化に大きな期待が集まっている。特に、本研究が対象としている羽根車外径数 mm の超小型ガスタービンは、MEMS 技術を利用した大量生産により、非常に安価に市場へ供給できる可能性を秘めており、モバイル電源市場を革新させる可能性を有するものとして注目されている。

MEMS 技術によりノズルや羽根車を製作する場合、加工上の制約から回転軸方向に形状が変化しない二次元形状とせざるを得ない。三次元形状ラジアルタービンに関しては、設計手法もほぼ確立されており、また、効率向上のために必須な設計データの蓄積も多いが、二次元形状ラジアルタービンに関してはほとんど報告例が無く、設計手法・設計指針も確立されていない。そこで、本研究では、二次元形状ラジアルタービンを設計・試作し、空力性能を計測した。また、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析を用いてノズルおよびタービン内部流動を計算し、空力性能を比較した。それらの主だった結果を第 2 節で報告する。

第 2 節の CFD 解析では遷移を考慮しないが、超小型ラジアルタービンでは、内部流れのレイノルズ数は数千から数万のオーダーとなるため、境界層の遷移はタービンの空

力性能を左右する重要な問題であると考えられる。しかし、圧縮性遷移乱流の数値解析には解決を要する課題が多く残されており、未だに解析手法は確立されていない。そこで、圧縮性遷移翼列流れの非定常予測とはく離流れに対する主流乱れの効果を明らかにすることを目的に、主流乱れも考慮した低圧タービン翼列流れの LES 解析を行った。翼後縁近傍における渦放出に起因する圧力の挙動と、はく離流れに対する乱れの効果について第 3 節で報告する。

2. 二次元形状ラジアルタービンの空力性能²⁾

本研究で設計した二次元形状ラジアルタービンの主要諸元を表 1 に示す。試作したのは圧力比 2.91、羽根車外径 40 mm のラジアルタービンである。本ラジアルタービンは、将来的に羽根車外径 8 mm、回転数 1.2 Mrpm のラジアルタービンを試作することを念頭に、その 5 倍スケールモデルを設計・試作したものである。

図 1 に各モデルの設計点における速度三角形と翼形状を示す。モデル 1 は回転数 240 krpm で高い断熱効率を達成するために設計し、モデル 2 は比較的低い回転数で高い効

表 1 Design Specifications of Various Two-dimensional Turbines

	Model 1	Model 2	Model 3
Pressure ratio	2.91	2.91	2.91
Turbine Inlet Temp. [K]	1223	1223	1223
Rotational Speed [rpm]	2.4×10^5	1.9×10^5	2.4×10^5
Mass Flow Rate [kg/s]	0.030	0.019	0.020
Nozzle Outer Dia. [mm]	52	52	52
Rotor Outer Dia. [mm]	40	40	40
No. of Blades	(nozzle)	17	17
	(rotor)	15	16
Blade Height [mm]	4.8	3.2	5.4
Output [kW]	7	4	5

*東京大学生産技術研究所 機械・生体系部門

** (株)アーカイブワークス (元産学官連携研究員)

***東京大学生産技術研究所 名誉教授

研究速報

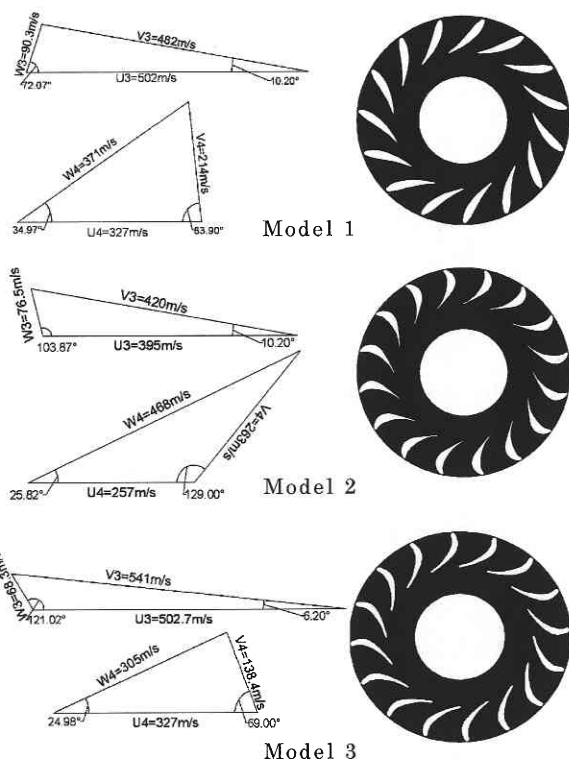


図1 Designed Rotor Inlet and Outlet Velocity Triangles and Plane View of the Rotor

率を達成するよう設計した。モデル3はモデル1とモデル2のそれらより絞ったノズルによって、より高い断熱効率を達成するために設計した。モデル1, モデル2, モデル3の設計反動度はそれぞれ0.60, 0.74, 0.47である。

空力性能を計測するための試験装置の概略を図2に示す。テストタービンの入口空気温度を上げるため、高压空気源を用いてターボチャージャーを駆動し、それから発生する高温高压空気をテストタービンに供給する。テストタービンから出た空気は混合室を経て排気口へ導かれる。混合室はタービン出口の温度分布を均一化するため設ける。また、断熱効率の計測精度を上げるため、配管系、タービンスクロールと混合室に断熱材を巻き、放熱を防いだ。

テストタービンの軸出力はシャフトに直接接続している圧縮機によって吸収され、その吸収動力で生じた熱はインタークーラーで冷却される。圧縮機側の配管を閉ループにすることで、圧縮機に入る空気の密度を制御することができ、広範囲な試験運転を可能とした。

図3に速度比 U/C_0 に対する断熱効率の関係を示す。図中の Pr に続く数値は圧力比, CFD@Pr2.5 は圧力比 2.5 における CFD の結果, 3D は三次元形状ラジアルタービンの計測結果, 記号下のカッコ内の数値はチップクリアランスを意味する。まず、圧力比の影響について述べる。モデル1で圧力比が 1.5 から 2.4 に増加するに従い ($\triangle \rightarrow \blacktriangle \rightarrow \blacktriangle$), 断熱効率は減少する傾向がある。モデル2も同様

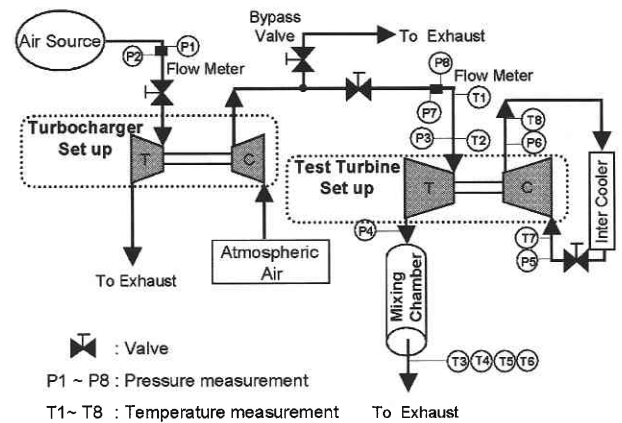


図2 Schematic View of Experimental Set up

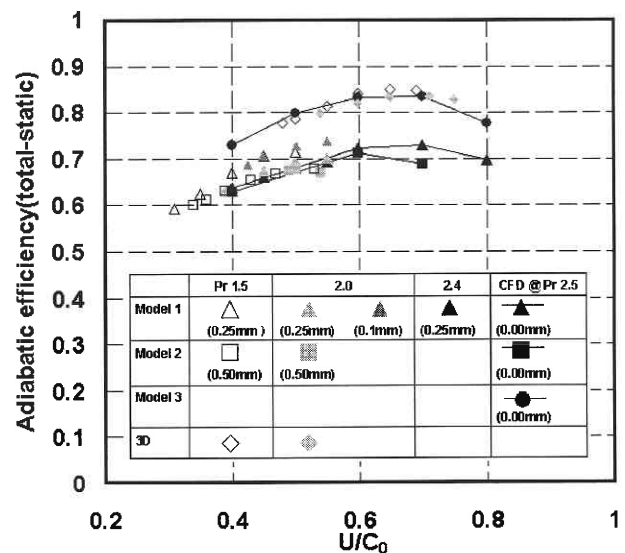


図3 Measured Total-to-static Adiabatic Efficiency of Designed Turbines

($\square \rightarrow \blacksquare$) である。次に、チップクリアランスの影響について述べる。モデル1でチップクリアランスを 0.25 mm から 0.10 mm に減少するに従い ($\blacktriangle \rightarrow \blacktriangle$), 断熱効率は約 4% 増加する。

二次元形状ラジアルタービンの断熱効率の最大値は、モデル1で約 74%, モデル2で約 68% であった。三次元形状ラジアルタービンのそれは約 85% であるため、モデル1, 2の断熱効率は三次元形状ラジアルタービンに比べて 10% 以上低い値となっている。

羽根車外径が小さくなるに従い、低レイノルズ数効果, チップクリアランス効果や熱伝達効果でさらなる空力性能の低下が予想される。羽根車外径 8 mm のラジアルタービンを実用化するためには、断熱効率の改善が不可欠である。

図3に示すように、CFDにより予測されたタービンの

断熱効率は試験結果と比較的良好に対応している。モデル1, 2に比べてノズルを絞り反動度を下げたモデル3は, CFDにより予測された断熱効率の最大値が約83%であることをから, 三次元形状ラジアルタービンに匹敵する空力性能を持つと考えられる。

3. 圧縮性遷移翼列流れのLES解析³⁾

解析対象は低圧タービン翼列T106であり, その設計点条件において, 流入乱れ無しの場合 (Case A), および流入乱れ度 (Tu_1) 7.1%の場合 (Case B) に関して計算を行った (表2)。タービン翼の設計データを表3に, 主流条件を表4に, 計算に用いた格子を図4に示す。

図5に翼周りの壁面静圧分布を示す。計算結果 (Case A, B) は実験結果と良く一致し, 80%翼弦長付近のはく離泡挙動も捕らえており, 計算結果の妥当性を示している。

ここで, Case AおよびCase Bにおける圧力変動場を比較検討する。図6にCase AおよびCase Bにおける速度場のdivergenceを示す。まずCase Aでは, 翼後縁近傍の非定常変動より発生する圧力波が流路の広範囲にわたり伝播している。この圧力波は, 自らの翼後縁近傍のはく離域に干渉する効果と, 隣り合った翼負圧面の最大曲率近傍に入射し, そこで生じる反射波と干渉しながらスロート前方に対しても複雑な圧力変動場を形成する効果との, 2つの顕著な効果をもつことが分かる。一方, Case Bでは, 翼後縁近傍から発生する規則的な圧力波の伝播は弱められ, ほとんど確認できない。

Case Aで確認された2つの効果のうち, 前者の効果に

関しては, 通常境界層のフィードバック現象として知られており, 他の計算でも確認されているが, 後者の効果については, 初めて確認された。

統計平均された局所摩擦係数 C_f を図7に示す。まず, Case Aでは, 流れは前縁近傍よりスロートに向い加速し, C_f はスロート前 (約35%翼弦長位置) において極大値をとる。スロート以降の流れは逆圧力勾配となり, 後縁近傍 (約80%翼弦長位置) においてははく離する。この時, はく離泡領域の形成により, C_f の値が負となる領域が存在する。再付着後は, 境界層の乱流への遷移に伴い, C_f の値は増加してゆく。再付着後は, 境界層の乱流への遷移に伴い, C_f の値は増加してゆく。

一方, Case Bでは, 主流乱れが入射角を変動させるため, 前縁ではく離が起こり, C_f の急激な減少が見られる。

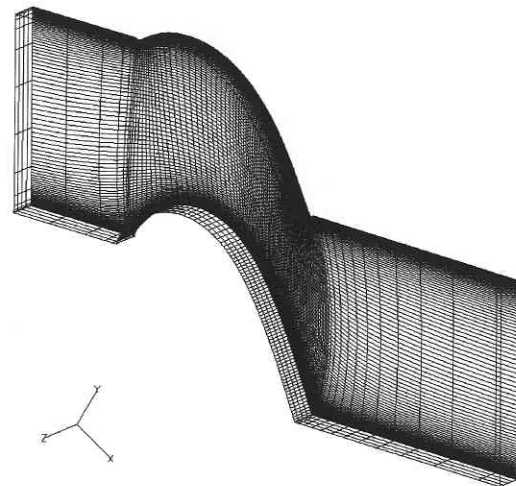


図4 Calculation Grid (Every 10-grid lines are shown.)

表2 Inlet Turbulence Level

Case A	Tu_1	0.0%
Case B		7.1%

表3 Cascade Design Data

Design Point Condition		
Isentropic outlet Mach #	$Ma_{2,th}$	0.59
Isentropic outlet Reynolds #	$Re_{2,th}$	5.0×10^5
Inlet flow angle	β_1	127.7 [°]
Outlet flow angle	β_2	26.8 [°]
Geometry		
Chord length	C	100 [mm]
Pitch/Chord ratio	t/C	0.799

表4 Free-stream Conditions

Inlet	$P_{t, 1, \infty}$	47540 [Pa]
	$T_{t, 1, \infty}$	312.9 [K]
Outlet	p_2	37930 [Pa]

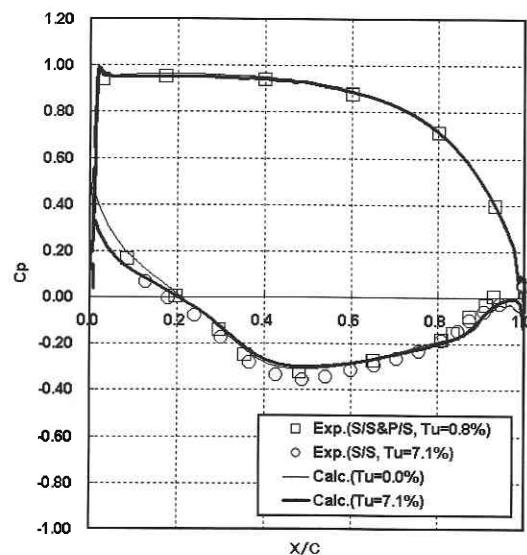


図5 Pressure-Coefficient Distribution

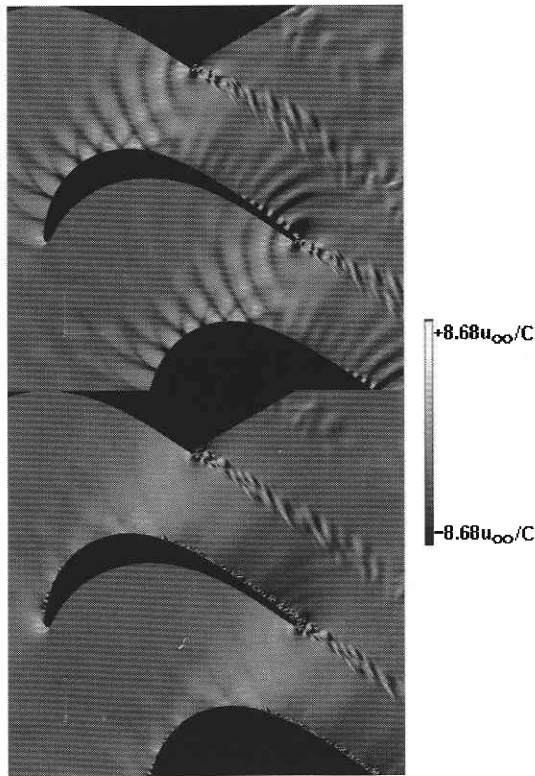


図6 Divergence of Velocity Field (Upper: Case A, Lower: Case B)

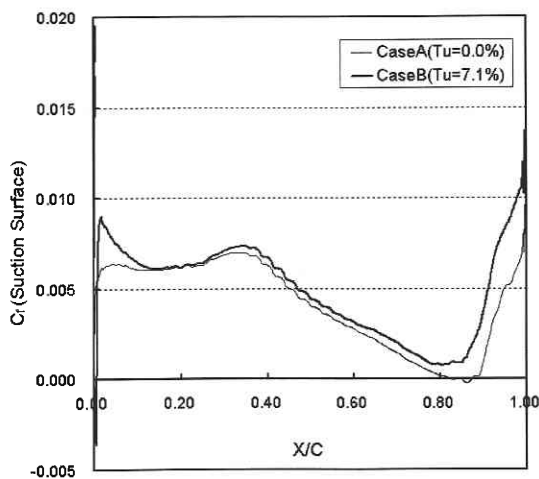


図7 Skin Friction Coefficient along the Suction Side of the Blade

その後、流れはスロートに向い加速し、Case Aと同様にスロート前において C_f は極大値をとる。また、Case Bでは、 C_f の極小値は負の値とはならなかった。これに関し、本計算より低いRe数において、乱れ度5%の等方的な主流乱れを考慮しているDNSでも同様な結果が示されている。 C_f が常に正であることの原因として、主流乱れが強

いためはく離泡が消滅し、付着した遷移境界層となっている可能性、あるいは、遷移を伴うはく離域が時間および場所により形成されたり、されなかったりという非定常性が存在する可能性が挙げられる。

以下に本LES解析で得られた結論をまとめる。

- (1) 遷移を伴う圧縮性翼列はく離流れが再現でき、翼壁面静圧分布に関して、実験値と計算結果は良い一致を示した。
- (2) 主流乱れを考慮しない場合と考慮する場合とでは、流れ場における圧力変動が大きく異なり得る。
- (3) 後縁より発生する圧力波は、自らの後縁付近のはく離域に干渉する効果と、隣合った翼の最大曲率付近に入射し、そこで生じる反射波と干渉しながらスロートより上流の翼列流路全域に複雑な圧力変動場を形成する効果を持つ。
- (4) はく離遷移流れが強い主流乱れを伴う場合、はく離域の形成が強い非定常性を有するため、局所摩擦係数の統計平均値は常に正となり得る。

4. 今後の展開

二次元形状ラジアルタービンのモデル3を試作した後、空力性能を計測し、断熱効率を実測する。これらの空力特性を把握・活用し、羽根車外径8mmのラジアルタービンを設計・試作し、空力特性を計測する。

圧縮性遷移翼列流れのLES解析により得られた知見を基に、超小型ラジアルタービンのさらなる効率向上を実現する。

謝 辞

本研究は、東京大学生産技術研究所・展開研究「超小型ガスタービンの試作研究」、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)受託研究「超小型ガスタービン実用化先導研究」、東京大学と宇宙航空研究開発機構(JAXA)の共同研究「ロケットエンジン内部流れのシミュレーション」の一環として行われた。ここに記して謝意を表する。

さらに本研究の実験の遂行およびデータの整理等にご協力をいただいた元研究実習生(工学院大学学部生)現アマノ株式会社の鈴木聡史君に感謝する。

(2004年6月23日受理)

参 考 文 献

- 1) A. H. Epstein, *et al.*, AIAA 97-1773 (1997.6)
- 2) Rajesh SARKOTA, *et al.*, 第9回動力・エネルギー技術シンポジウム, pp. 45-48, (2004.6)
- 3) 松浦一雄, 他2名, 第9回動力・エネルギー技術シンポジウム, pp. 49-54, (2004.6)