

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 24 年 5 月 25 日現在

機関番号：32675

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2009～2011

課題番号：21560190

研究課題名（和文） 超小型超高負荷軸流タービンの開発

研究課題名（英文） Development of Ultra-Micro Ultra-Highly-Loaded Axial Turbine

研究代表者

辻田 星歩（TSUJITA HOSHIO）

法政大学・理工学部・教授

研究者番号：50267324

研究成果の概要（和文）：本研究では高転向角の超高負荷軸流タービン翼(UHLTC)の超小型ガスタービン(UMGC)への適用可能性を調査するために、円環翼列モデルの試験装置により空力性能評価試験を行い、さらに CFD による数値解析により同翼列の翼形状および入射角などが、翼列の空力性能に与える影響について調べた。その結果、UHLTC は低流量域で高い空力性能を有することから UMGT に適していることが分かった。また、CFD の結果から UHLTC の性能向上を図るために必要な知見を得た。

研究成果の概要（英文）：In order to investigate the applicability of an ultra-highly loaded turbine cascade (UHLTC) with high turning angle to ultra-micro gas turbines (UMGT), the aerodynamic performance tests were performed experimentally with the annular turbine cascade test rig with UHLTC. Moreover, the numerical calculations were carried out for the flow in UHLTC with the parameters such as the blade profile and incidence angle. The experimental results clarified that UHLTC exhibits the high performance at low flow rate region, and consequently is suitable for UMGT. The computed results provided the useful information for the enhancement of the aerodynamic performance of UHLTC.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	1,900,000	570,000	2,470,000
2010年度	900,000	270,000	1,170,000
2011年度	400,000	120,000	520,000
年度			
年度			
総計	3,200,000	960,000	4,160,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：流体工学、流体機械、マイクロガスタービン、軸流タービン

1. 研究開始当初の背景

環境負荷の低減につながるガスタービンの性能向上を可能にする空気力学的技術の一つとして、その構成要素である軸流タービン翼の高負荷化がある。タービン翼の高負荷化はタービン1段当たりの段負荷を増加させるため、多段の場合は段数の削減を、同一段

であれば翼枚数およびタービン径の縮小を可能にする。その結果、エンジンの小型軽量化につながるため、航空用ガスタービンの開発においては特に重要な課題となる。また、近年モバイル電源の開発を目指して、ガスタービンの小型化に関する研究や試作が盛んに試みられている。一般にこれらの研究にお

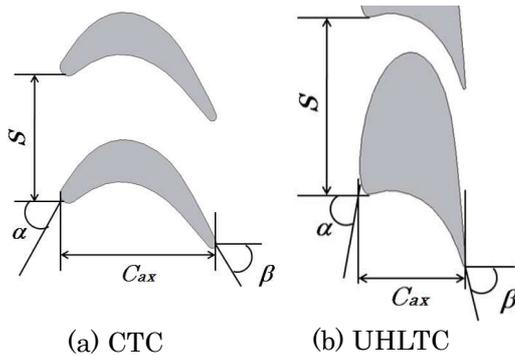


図 1 軸流タービン翼

いてはタービンに、単段で高い膨張比が得られるラジアル型が用いられている。これに対して、翼枚数および段数の削減により小型化を可能にする高負荷軸流タービン翼の、小型ガスタービンにおける単段構成での使用の可能性が浮上してくる。一方、本研究室ではこれまでに、軸流タービンの高負荷化を目的として、従来のものに比べて転向角を大幅に増大させた超高負荷軸流タービン翼の研究を進めている。

2. 研究の目的

(1) 本研究においては、既に研究を進めている超高負荷軸流タービン翼を、小型化および軽量化が要求される超小型ガスタービンに転用することを目的に、超小型超高負荷タービン翼のモデル試験装置を設計、製作する。その装置を用いた実験および CFD による数値解析から得られた性能特性を比較、検討することにより、超小型ガスタービンへの適用の実現可能性を検討する。

(2) 超高負荷タービン翼列内の流れに対して、翼形状、翼先端間隙高さおよび入射角などを変化させて数値解析を行うことにより、それらの変化が翼列内の二次流れおよび損失生成へ与える影響について調べる。またそれらの結果から超高負荷軸流タービンの空気力学的性能の向上を図るための知見を得る。

3. 研究の方法

(1) 図 1 および表 1 に形状および仕様が示されている、従来型のタービン翼列(CTC)に比べて、転向角を 160° まで大幅に増加させた超高負荷タービン翼列(UHLTC)を用いて、図 2 に示す円環翼列モデルを設計し、それらを装着した円環翼列試験装置(図 3)を設計製作した。また、その試験装置を用いて性能試験を行い、両翼に対する結果を比較・検討することにより UHLTC の性能を評価した。実験内容としては、特に負荷性能を評価するためにトルク性能試験を実施した。またガスタービンを小型化する場合、サイクルを成立させ

表 1 軸流タービン円環モデルの仕様

	CTC	UHLTC
Number of Blade	38	18
Blade Axial Chord : C_{ax} [mm]	6.93	6.57
Blade Span : H [mm]	9.3	9.3
Blade Pitch at Midspan : S [mm]	5.82	12.29
Hub Radius [mm]	30.4	30.4
Midspan Radius [mm]	35.2	35.2
Tip Radius : R [mm]	39.7	39.7
Aspect Ratio : H/C_{ax}	1.385	1.461
Pitch-Axial Chord Ratio : S/C_{ax}	0.85	1.67
Inlet metal angle : α [deg]	49.8	80.0
Outlet metal angle : β [deg]	63.5	80.0
Design Inlet flow angle : α_d [deg]	43.6	80.0

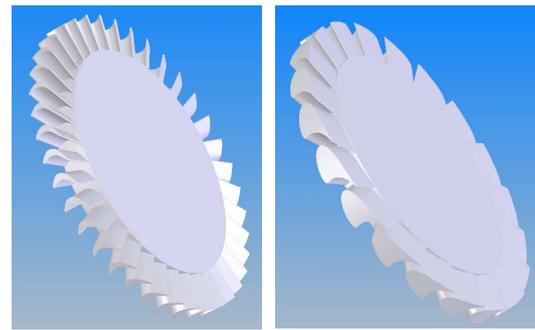
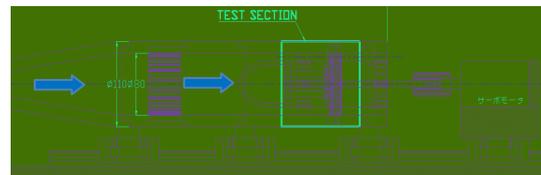
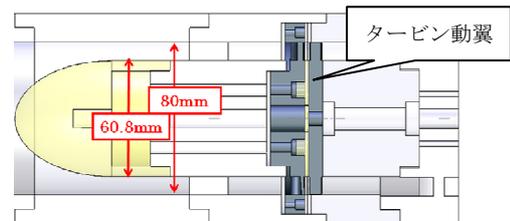


図 2 軸流タービン円環モデル



(a) 装置全体概要図



(b) タービン段付近の概要図



(c) 試験装置写真

図 3 円環翼列試験装置

出力を生みだすために必要な圧力比を得るには、圧縮機を高速で回転させる必要がある。しかしながら、回転数を制御するために用いるサーボモータの許容回転数は、6,000rpm程度である。したがって、試験回転数範囲を拡大させるために、タービン翼列の回転軸とサーボモータの軸との間に減速機を装着することにより空力性能試験を行った。さらに減速機導入にともなう空力性能評価への影響についても調査した。

(2) 本研究室で利用可能な CFD コードを用いて、超高負荷直線タービン翼列内の流れを翼形状および入射角をパラメータとして解析を行った。

4. 研究成果

(1) 図4に超高負荷タービン翼列(UHLTC)の段効率 η_t および相対流入角 γ の初期設定回転数 N_i に対する関係を示す。図4から分かるように減速機を用いた場合は、用いない場合に比べて最大効率が1/2程度に低下している。これは減速機の使用により、高回転域においてベアリングおよびギアの摩擦による損失トルクが増加したためと考えられる。しかし、最大効率点とその時の相対流入角の関係に対しては減速機の有無の影響は見られない。以上の結果から減速機の使用により、高回転域での測定が可能になるが、摩擦による損失トルクの増加により、出力トルクが減少し効率が低下することが確認された。しかし、減速機の有無が回転数、出力トルク、効率および相対流入角間の定性的な関係へ与える影響は小さいことから、減速機を用いた場合も翼列の違いによる、空力性能の相対評価は可能と考える。

図5にUHLTCの段効率 η_t および相対流入角 γ の流量係数 ϕ に対する関係を示す。UHLTCにおいて各初期設定回転数 N_i に対する η_t は、 γ が設計流入角である80.0°付近の79.0°~81.0°の値になる ϕ に対して最大値をとることが確認できる。また、 N_i の増加にともなう最大効率が増加していることから、 N_i を増加させることでさらに高い効率を得ることができると考えられる。したがって、本供試翼列の性能特性を把握するには、さらなる高回転域の測定を行う必要がある。

図6に初期設定回転数 $N_i=6000\text{rpm}$ に対するUHLTCとCTCのトルク T_e および相対流入角 γ の流量係数 ϕ に対する関係を示す。低流量係数域において T_e を比較すると、UHLTCの方がCTCに比べて高いトルクが取り出せることが分かる。

図7に初期設定回転数 $N_i=6000\text{rpm}$ に対するUHLTCおよびCTCのタービンの段効率 η_t および相対流入角 γ の流量係数 ϕ に対する関係を示す。効率 η_t についても低流量係数域に

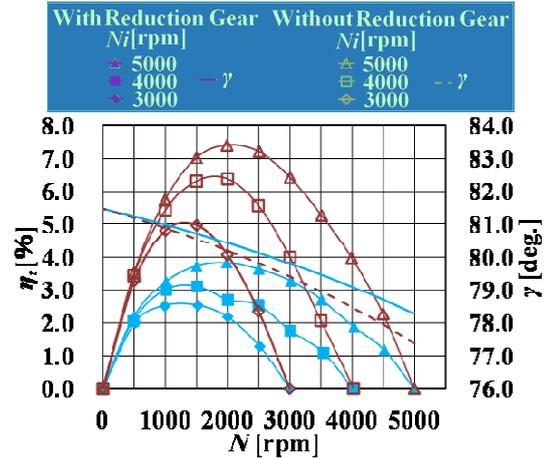


図4 減速機による効率と相対流入角への影響(UHLTC)

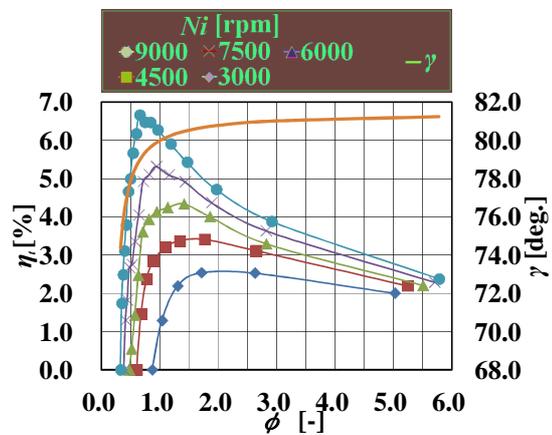


図5 初期設定回転数と効率の関係(UHLTC)

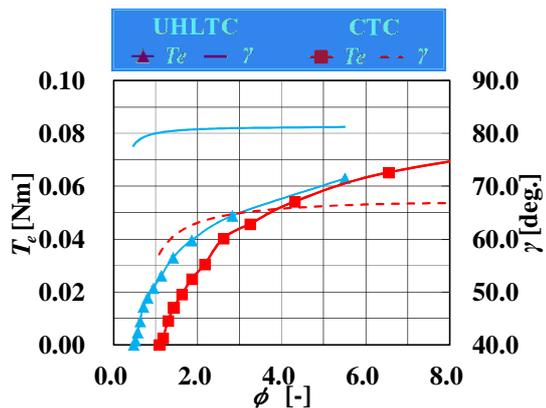


図6 UHLTCとCTCのトルク性能比較 ($N_i=6000\text{rpm}$)

においては、CTCに比べてUHLTCの方が高い値を示している。しかし、 η_t の最大値はCTCの方が高く、UHLTCの最大効率はCTCの1/3程度であることが分かる。

以上の結果から、低流量係数域においては

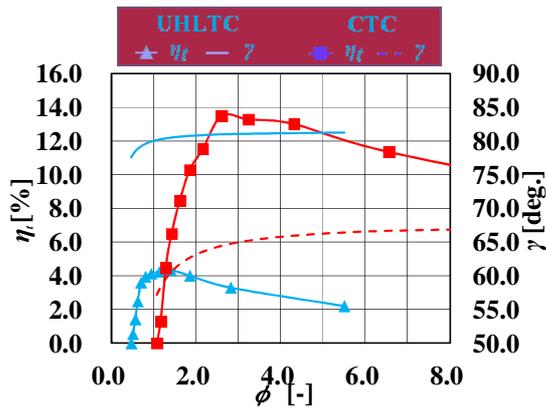


図7 UHLTCとCTCの効率比較
($N_f=6000\text{rpm}$)

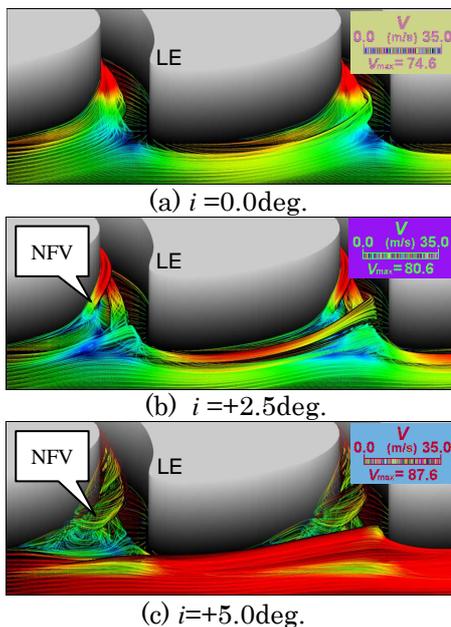


図8 UHLTC 前縁付近の流線

CTC に比べて UHLTC の方が高い性能を有することが明らかになった。したがって、遠心圧縮機との組合せによるマイクロガスタービンの構成要素として、超高負荷軸流タービン翼列は適していることが分かった。しかし、最大効率に関しては UHLTC の方が低いことから、今後、実用化に向けて効率の向上を図るためには、翼端間隙高さの縮小や、翼およびエンドウォール形状の3次元化を行うことにより二次流れを抑制し、損失の低減を行うことが必要である。

(2)UHLTC の直線モデル内の流れに対して、入射角 $i=0.0\text{deg.}$ を基準としてマイナス側へ $i=-2.5\text{deg.}$ および -5.0deg. 、プラス側へ $i=+2.5\text{deg.}$ および $+5.0\text{deg.}$ へ変化させて数値解析を行った。図8に入射角 $i=0.0\text{deg.}$ 、 $+2.5\text{deg.}$ および $+5.0\text{deg.}$ の翼前縁付近の端

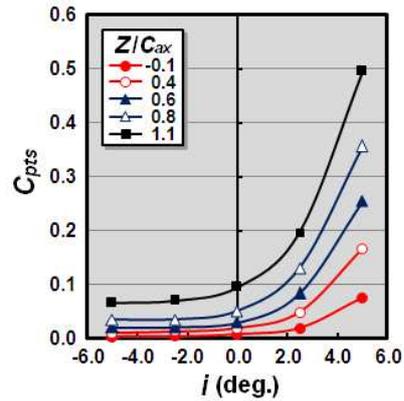


図9 入射角と二次損失の関係

壁面上に開始点を有する流線を示す。また、

図9に二次損失 C_{pts} と入射角 i の関係を示す。マイナス側への入射角変化による翼間内の二次流れの構造への影響は小さいことが分かった。しかし、図8に示すようにプラス側への入射角の増加は強い影響を与えており、高轉向角のタービン翼列内の流れにおいて特有と考えられる新たな渦(NFV)を誘起することが分かった。また、NFVは翼前縁で形成される馬蹄形渦および翼間内で形成される流路渦との融合及び干渉により二次流れを強め、その結果二次損失を著しく増加させることが分かった(図9)。したがって、超高負荷軸流タービン翼列の性能低下を広範囲の作動域において防ぐには、翼形状の修正などによりNFVの発生を抑える対策が必要と考えられる。

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1件)

①Tsujita, H. and Yamamoto, A., "Complex Secondary Flow and Associated Loss Generation in Ultra-Highly Loaded Turbine Cascade," Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-22594(2010), pp.1-12, 査読有。

[学会発表] (計1件)

①長谷川和成、辻田星歩、他3名、超高負荷タービン円環翼列の空力性能評価、日本機械学会関東支部第18期総会講演会、2012年3月10日、日本大学理工学部津田沼キャンパス。

6. 研究組織

(1)研究代表者

辻田 星歩 (TSUJITA HOSHIO)

法政大学・理工学部・教授

研究者番号：50267324