

平成 22 年 6 月 10 日現在

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2008～2009

課題番号：20760124

研究課題名（和文） 3次元タービン翼列の非定常流れの能動剥離制御

研究課題名（英文） Active separation control of unsteady flow of three-dimensional turbine cascade

研究代表者

松沼 孝幸（MATSUNUMA TAKAYUKI）

独立行政法人産業技術総合研究所・エネルギー技術研究部門・主任研究員

研究者番号：40358031

研究成果の概要（和文）：航空推進用ジェットエンジンや発電用ガスタービンで広範に利用されているタービン翼列は、全世界で広範に利用されているため、わずかな空気力学的性能の向上でも、高い省エネルギー効果が期待できる。特に、低圧タービンでは、翼の負圧面側の流れが層流剥離を起こすと大幅な性能低下が発生するため、剥離を抑えることが重要である。本研究では、アクチュエータによってタービン翼列表面流れを能動的に制御するシステムを構築し、環状翼列風洞内の3次元タービン翼列の境界層剥離の抑制に取り組んだ。

研究成果の概要（英文）：Turbine cascades are widely used as one of main components of air propulsion jet engines and power generation gas turbines. Therefore, slight improvement of the aerodynamic performance shows promising energy conservation. Especially, it is important to inhibit the flow separation of low pressure turbines because the flow separation on the turbine suction surface results in large performance reduction. In this study, an active flow control system by flow control actuator was constructed, and the suppression of boundary layer separation on the three-dimensional turbine cascade installed in an annular turbine cascade wind tunnel was conducted.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	2,000,000	600,000	2,600,000
2009年度	1,200,000	360,000	1,560,000
年度			
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，タービン翼列，剥離抑制，能動制御，非定常流れ，動静翼干渉

1. 研究開始当初の背景

一般的に、タービン翼列の剥離制御に関する研究は、受動制御（Passive Control）と能

動制御（Active Control）の2つに大別することができる。

受動制御は、翼の表面に、ディンプル、V

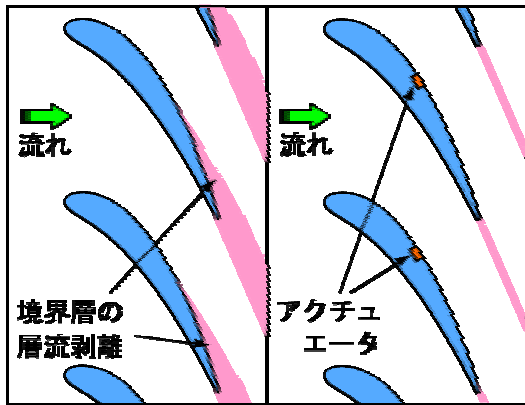


図1 アクチュエータによるタービン翼列の層流剥離流れの能動制御

溝、ステップ、トリップワイヤ等を取り付けて境界層を乱すことにより剥離を抑制する方法であり、ベルギーのフォン・カルマン研究所（Sieverding）、米国の海軍兵学校（Volino）等が研究を行った。これらの研究から、受動制御は、構造が簡単という長所がある反面、効果が期待できる流れ場の条件が限定され、流れの制御が必要でない場合には、表面の突起物により性能を低下させる原因となることが明らかになった。

これに対し、能動制御は、吹き出しや渦発生ジェット等のアクチュエータを用いる方法であり、構造が複雑になるという短所があるものの、作動範囲が広く、制御効果が高い点で優れている。図1に、アクチュエータによるタービン翼列の層流剥離流れの能動制御の概念図を示す。カナダのカールトン大学（Sjolander）はジェット吹き出しによる能動制御、米国の空軍研究所（Bons）は渦発生ジェットによる能動制御の研究を実施した。しかし、過去の研究は、平板や直線翼列（2次元翼列）での実験で、より実際のタービンに近い3次元翼列を用いた研究は実施されていない。

一方、産総研では、精密加工技術によるアクチュエータの開発が行われてきたが、主に部品の製作と動作確認という基礎研究で、実際の流体機械の流れ場の制御への応用にまで至っていなかった。そこで、本研究代表者は、それまで流れの計測を続けてきた環状（3次元）タービン翼列風洞に、剥離制御用アクチュエータを取り付けることに着目するに至った。

2. 研究の目的

本研究は、タービン翼列の空気力学的な性能を向上させるために、3次元翼形状を持つ環状タービン翼列風洞において、翼の負圧面側にアクチュエータを取り付けて、その駆動システムを構築し、タービン翼列負圧面

側の境界層の剥離を能動的に制御することを目的とした。

3. 研究の方法

既存の環状翼列風洞、レーザードップラ流速計（LDV）や熱線流速計等の測定システムを有効に利用して、能動制御用のアクチュエータを新設することにした。図2に環状タービン翼列風洞、図3にその測定部の写真を示す。本実験で使用するタービン翼列（翼高さ75mm、翼弦長60mm）に適したアクチュエータの仕様と設置方法を決定し、精密加工技術を用いてアクチュエータを製作した。さらに、タービン翼列に適したアクチュエータ駆動用の超小型高圧電源や、アクチュエータを取り付けるのに適した3次元タービン翼列の設計・製作も実施した。

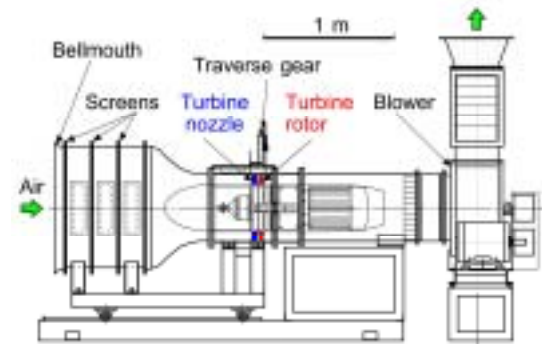


図2 環状タービン翼列風洞の構造



図3 環状タービン翼列風洞の測定部

4. 研究成果

最初に、実験用タービン翼列に適した能動制御アクチュエータを製作した。空気吹き出し方式などの様々なジェット発生用アクチュエータの候補の中から、DBD（誘電体バリア放電）プラズマアクチュエータを選出し、本実験に適した仕様と設置方法を検討した上で、アクチュエータを設計・製作した。図

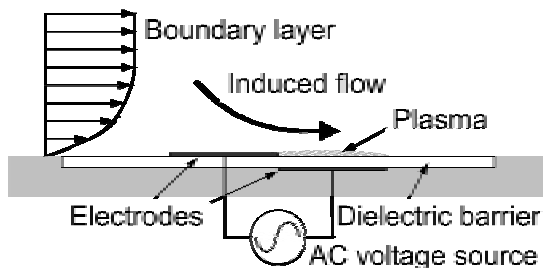


図4 プラズマアクチュエータの原理

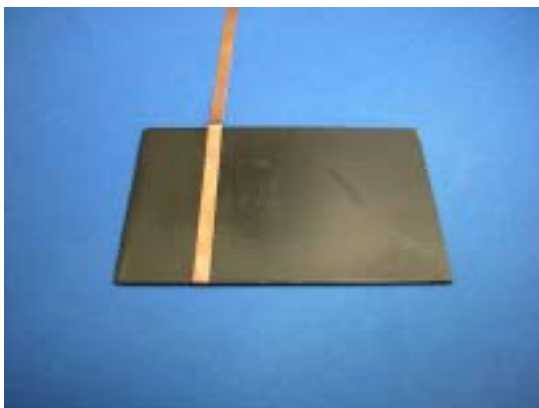


図5 プラズマアクチュエータ（表面）



図6 プラズマアクチュエータ（裏面）

4に、プラズマアクチュエータの原理を示す。プラズマアクチュエータは、誘電体を挟んで表裏両面に電極を設置した構造をしている。両電極間に高電圧高周波信号を加えると、表面にプラズマが形成されることによって、壁面に水平なジェット流れが二次的に誘起させる。可動部を持たない簡単な構造で、小型軽量であるため、将来の流れの能動制御アクチュエータとして有望視されており、米国・ノートルダム大学（Corke）、テネシー大学（Roth）、NASA グレン研究所（Asphis）、空軍研究所（Boxx）、英国・ノッチンガム大学（Choi）、日本・山口大（小河原）、東大（笠木）、JAXA（藤井）、慶応大（深淵）、産総研

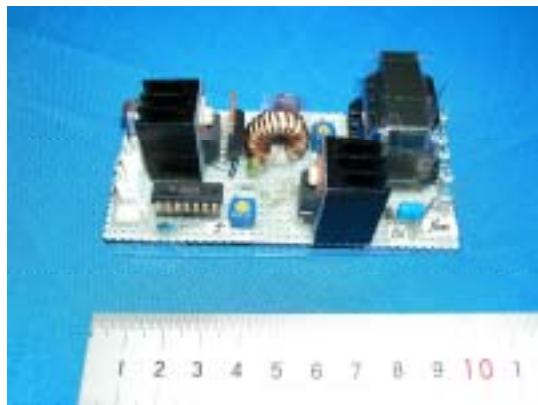


図7 アクチュエータ駆動用超小型電源



図8 動作検証用風洞測定部

（瀬川）等で研究が行われている。

まず、プラズマアクチュエータの基本特性を把握するため、図5と図6に示すように、プラスチックの平板上に電極を貼り付けたアクチュエータを製作した。プラズマが効率良く発生するために、裏面（図6）には溝を掘って、電極間距離を0.5mmに調整した。

続いて、プラズマアクチュエータ駆動用の超小型高圧電源を開発した。既存の高圧電源（幅320mm×奥行350mm×高さ100mm、AC100V電源）では、タービン翼列のディスク内部のような狭い設置場所に取り付けることができない欠点があるため、大きさが幅50mm×奥行100mm×高さ30mm（従来電源の1/75の体積）で、DC12Vバッテリー電源で駆動できる新型の高圧電源を製作した。図7に本研究で製作した超小型高圧電源の写真を示す。

これらの実験準備を完了した後、図8のような動作検証用風洞を用いて、プラズマアクチュエータの動作確認を行い、実際の風洞実験に向けてアクチュエータの基本特性を把握した。この風洞では、アクチュエータ付平板の反対側に、図9に示すような曲面の壁面を設置して、アクチュエータ周辺の流れ歯を、タービン翼列の圧力勾配・速度勾配に近くする工夫をした。

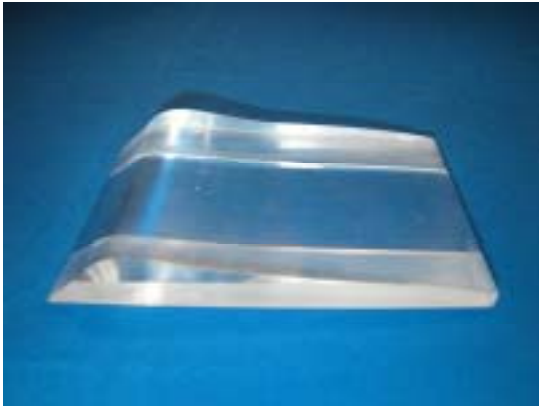


図9 圧力勾配付加用壁板



図10 タービン静翼（静止翼列）

さらに、アクチュエータを取り付けるための3次元タービン翼列を設計・製作した。図10と図11に、プラズマアクチュエータ取付用のタービン静翼（静止翼列）とタービン動翼（回転翼列）の写真を示す。タービン静翼の翼枚数は20枚、タービン動翼の翼枚数は30枚とした（従来の翼列は、静翼28枚、動翼31枚）。この翼枚数では、タービン動翼とタービン静翼の枚数比が2：3となるため、将来にCFD（数値流体解析）による検証を実施する際に、計算格子の作成が格段にやりやすくなっている。また、新型翼列を設置するために、風洞外筒用スペースリングやタービン翼列ディスク支持部の設計・製作などの風洞測定部の改良も実施して、デジタル信号処理器を用いたプラズマアクチュエータの駆動システムを構築することができた。

このアクチュエータ駆動システムを用いて、タービン翼列の負圧面上に設置したアクチュエータの駆動の有無により、層流剥離がどのように変化するかを、流れの可視化や5孔ピトー管や熱線流速計での測定によって調べた。

しかし、アクチュエータ駆動システムの構築に予想以上に手間取ってしまったため、研究実施期間中に剥離抑制効果を定量的に明

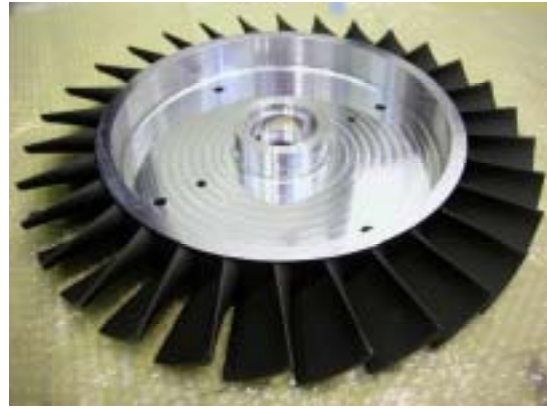


図11 タービン動翼（回転翼列）

確して外部へ発表する段階にまで至らなかった。今後も引き続き実験を実施して、できるだけ早く外部発表を行えるように研究成果をまとめていく。

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0件)

〔学会発表〕(計0件)

〔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〕

なし

6. 研究組織

(1) 研究代表者

松沼 孝幸（マツヌマ タカユキ）
独立行政法人産業技術総合研究所・エネルギー技術研究部門・主任研究員
研究者番号：40358031

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし