翼形状の能動制御による軸流形ターボ機械の
低流量域特性の改善*田中和博^{*1}, 山田智裕^{*2}, 塚本 寛^{*3}Suppression of Spanwise Deflection Flow
by Shape-Controlled Airfoils

Kazuhiro TANAKA, Tomohiro YAMADA and Hiroshi TSUKAMOTO

In order to improve spanwise deflecting flow generated near the last stage of an axial flow turbomachinery in a partial flow rate operating range, a cascade with shape-controlled airfoils actuated by shape memory alloys (SMAs) has been developed. A two way change in the blade shape is realized by using spring and SMA rods in which three different shapes are memorized. The flow field around a developed cascade was measured in a wind tunnel in order to determine the effect of the shape change. As a result of this study, it is proven that a cascade developed with shape-controlled airfoils is capable of suppressing spanwise deflecting flow by changing the blade shape and restricting the flow passage. It is effective especially to a steam turbine in which SMA plays the roles of a temperature sensor as well as an actuator because the temperature of the exhaust steam is dependent on the operational conditions.

Key Words: Fluid Machinery, Cascade, Velocity Distribution, Shape Controlled Airfoil, Flow Control

1. 結 言

ターボ機械の性能は翼配備のみならず翼の幾何学的な形状によっても大きく影響を受けるため、翼形状を任意に変化させることができれば、1台の機械でより広い性能範囲をカバーすることができる。流体中で翼を可変させるシステムの実例としては、動翼可変形または静翼可変形の空気機械、カプラン水車や可変翼ポンプ等があり、作動範囲の拡大と高効率の維持が図られている。通常、翼の形状それ自体を変化させることは困難であるから、これらのシステムでは翼の取付角が可変機構により制御されている。しかしながら、その大部分が機械式や油圧式であり、全体として非常に大がかりな物となっている。

もし、翼形状自身を流れの変化に対応して変化させることが可能となれば、流れ場の変動に対してつねに最良の翼性能を期待することができる。また、取付角の変化に比べれば、翼形状の変化には自由度が大きい

ので、流れの変化に対応した能動制御による不安定性の回避⁽¹⁾も可能となるであろう。すでに、航空機では、油圧装置によりフラップやエルロン等を制御することで、これが実現されている。また、翼形状を制御することによるフラッタの能動制御の研究も行われている⁽²⁾。

すでに著者らの一部は、ターボ機械の作動範囲の拡大を目指して、翼形状を容易に能動制御できる単独翼の開発を行ってきた⁽³⁾。そのなかで、翼形状変形用のアクチュエータとして形状記憶合金⁽⁴⁾(以下、SMAと略す)を使用した可変翼の有用性を実証した。

本研究は、上記可変翼を翼列として構成し作動させた場合の効果を、とりわけ蒸気タービンの静翼を念頭において検証することを目的としている。なぜなら、蒸気タービンにおいては、低流量域運転時の最終段静翼付近では流れは翼先端方向に偏流⁽⁵⁾するため性能は低下するのみならず、そのときの排気温度は定格運転時よりも低くなることが知られており、この排気温度の変化に着目すれば、翼形状可変機構のアクチュエータとしてのSMAが温度センサの機能までもつため、流量変動を検知する特別のセンサを必要としない簡便な可変システムを構成することができるからである。これにより、排気温度が低下するとアクチュエー

* 原稿受付 1995年4月21日。

^{*1} 正員、九州工業大学情報工学部 (〒820 飯塚市川津680-4)。^{*2} ソニー(株)芝浦テクノロジーセンター (〒108 東京都港区南1-7-4)。^{*3} 正員、九州工業大学工学部 (〒804 北九州市戸畑区仙水町1-1)。

タが作動して、静翼形状を変化させて流路幅を絞ることにより翼スパン方向への偏流を矯正し、性能低下を防ぐことができるものと考えられる。

2. 供試可変翼の構成と作動原理

図1に供試翼原形状を示す。また、表1に翼形データの概略を示す。供試翼の断面形状は、典型的な蒸気タービンを念頭に製作されている。供試翼は外形線の曲率が小さく、かつ翼形として滑らかさを失わないことを条件に、翼前縁からキャンパ線上20%翼弦長の所で円形に切断し、切断片をSMAとばね鋼で接続したものである。

図2に、供試翼可変構造図と変形時の動作を示す。供試翼の前部が風洞実験装置の側壁に固定(以下、固定部と呼ぶ)され、後部(以下、可動部と呼ぶ)が回転変形動作を行う。回転中心は、翼前縁から翼弦長30%の点である。また、供試可変翼で翼列を構成させる場合、供試翼は原形状よりキャンバ曲率が大きくなる方向

Table 1 Original airfoil coordinates

Upper Surface		Lower Surface	
Abscissa X [mm]	Ordinate Y [mm]	Abscissa X [mm]	Ordinate Y [mm]
0	0	0.52	-1.76
55.31	22.34	88.19	20.96
84.59	39.19	132.70	35.62
107.59	63.35	157.57	52.66
140.26	155.79	164.22	61.19
143.55	174.50	176.47	175.05
149.26	187.44	170.73	186.27

Fig. 1 Original airfoil section

に、 8° 、 13° の2段階に回転変形することができる。回転変形角が 0° 、 8° 、 13° の場合の流路幅は、翼列入口における流路幅のそれぞれ約1/4、1/7.3、1/10である。試作した翼の材質には、軽量化と強度の両立を考えジュラルミンを使用した。また、翼弦長を $c=186.57$ mmとした。

翼形状の可変動作を行うアクチュエータとして使用したSMAは、排気温度のセンサと変形のアクチュエータという双方の機能を持ち、複雑な制御回路を用いることなく流体温度を感知して変形力を発生する。試作した翼には形状記憶したSMAを13本使用した。SMAの形状回復動作は、基本的には一方向性と呼ばれる非可逆動作である。常温下で任意に変形させたSMAは、加熱させると記憶形状に回復するが、これを再び冷却し常温に戻しても、以前の形状に戻ることはない。そこで、変形動作に2方向性をもたせる必要から、図2のようにSMAと逆向きに動作させる2本のばね鋼を、固定部と可動部の接続に使用している。

SMAには 50 kg/mm^2 程度の回復応力を発生するNi-Ti合金の線材 $\phi 2 \times 50$ mmを使用し、 8° 、 13° のそれぞれの変形角を実現する形状を、それぞれ8本、その他の5本の線材に記憶させた。ここで、ばね鋼とSMA線材の径および本数は、ばねとSMAの変形を回転中心で支持された片持ばりで近似し、そのモーメントバランスを考えることにより決定されている。また、SMAは8本と5本の線材がそれぞれ直列に結線

Fig. 2 Schematic view of test airfoil structure and its deformation

Fig. 3 Hysteresis of airfoil in the movement for heating and cooling process

され、通電スイッチの切換えにより8本または13本のSMAに通電加熱することが可能である。

まず予備実験として、熱風発生装置からの熱風をこのSMAを装着した単独翼に当て、翼の変形動作が正しく実現されていることを確認した。そこで、本実験では、SMAに直接通電加熱し、翼を変形させる方式を採用した。すなわち、常温の空気流中で、通電スイッチの切換えによりSMAへの通電加熱と可動部の回転動作の制御を行った。このとき、SMAへの通電量は電流値7Aとした。

図3に、無風状態下での単独翼におけるSMAの通電本数と変形角の関係を示す。8本の線材に通電加熱した場合には約6°、合計13本の線材に通電加熱した場合には約10°の変形角が実現されているが、目標値の8°、および13°の変形角を実現するには至っていない。この理由は、(1) SMA線材の差込み箇所の加工精度の不足から各線材の回転中心がずれたこと、(2) 小さいながらも各SMAの記憶形状にばらつきが存在することによる。しかしながら、基本的には本手法で翼形状を変形させ得ることがわかった。このため、実際の実験測定では翼を側板に8°と13°で固定した。また、加熱時と冷却時の過程にはヒステリシスが存在し、通電加熱における動作では2分ほどで変形を完了する。

3. 翼列試験装置および方法

3.1 可変翼列試験装置 図4に、可変翼列試験装置の概要を示す。製作した装置は、低速用吹出し形

Fig. 4 Schematic view of the test cascade setup

風洞(排出口断面400mm×122mm、最大風速28m/s)に接続されている。可変翼列試験装置は、2章で説明した供試可変翼5枚とアクリル樹脂製の側板、および後流調整板で構成される⁽⁶⁾。翼列配備は、翼変形角度が0°の状態を迎え角 $\alpha=40^\circ$ 、食違い角 $\xi=-40^\circ$ であり、これを原形状とする。また、ソリディティは1.87であり、変形時の相対的な位置関係を保つために各供試翼はリンクで接続されている。翼列後方には、流れを滑らかに誘導するための後流調整板(長さ4弦長以上)を上下に設け、翼後縁から3.5弦長後方の位置に、上下板それぞれに静圧孔を設けている。上下双方の静圧が等しくなることで後流部が正しく確保されていると考え、翼の変形角に合わせジャッキにより案内板の角度を調節する。

3.2 後流速度分布の測定 後流速度分布は、翼列実験装置に取付けた5枚の可変翼の中央翼の後縁から0.5弦長後方の、図4中のa-a'線上で、翼列方向に平行に2mm間隔で約160点、熱線風速計を用いてトラバース測定される。測定条件は、翼変形角0°、および流入速度1m/sの流入条件が実現されているときの風洞出力を固定したまま、翼変形角0°と8°のそれぞれの場合について測定を行った。翼列への流入速度は変形角0°のときに1m/sであり、変形角8°のときは0.5m/sであった。測定には自動トラバース装置を用い、サンプリングデータ数は500個である。

3.3 翼スパン方向への偏流の実現と測定 翼形状変化の効果として、翼スパン方向に偏流する流れ場

Fig. 5 Wedge form device to deflect the inlet flow to the cascade

の改善を確認する実験を行う。この実験では、図5に示すように翼列前方にくさび形の偏流促進物を置き、それにより流れを強制的に翼スパン方向に偏らせた場合の、翼列への流入速度分布について測定した。測定は、翼変形角 0° と 13° の場合について、第3翼と第2翼の中間の位置でかつ翼列前方10 mmの翼スパンに平行な線上、すなわち、図5に示すb-b'線で行われた。翼列への流入速度が、スパン方向に5 mm間隔で22点、熱線風速形を用いてトラバース測定される。

4. 実験結果

4.1 翼列後流速度分布 図6, 7は、変形角 0° と 8° の場合の翼列後流速度分布のトラバース測定結果である。横軸に測定位置、縦軸に後流速度の翼列前方速度 V_0 に対する無次元流速をとり、測定値をスプライン関数で近似した実線で結んでいる。この測定結果より、試作した可変翼列のそれぞれの変形角における後流速度分布には、周期性の存在が確認され、試作された翼列試験装置の妥当性を示している。ちなみに、この翼列における増速率は、変形前で平均で4倍、変形後で約7倍であり、流路面積の減少率とほぼ一致していることがわかる。また、変形後の後流速度分布の速度欠損は最大で0.5 m/s程度であり、変形前の最大1 m/s程度の速度欠損より小さくなっている。

4.2 偏流の改善 図8は、翼変形角が 0° と 8°

Fig. 6 Non-dimensional velocity profile downstream of the cascade in the original shape

Fig. 7 Non-dimensional velocity profile downstream of the cascade in the 8-deg. deformed shape

のとき、翼列入口直前で翼スパン方向に流入速度をトラバース測定した結果である。図8(a)はテストセクションの概略を示し、図8(b)には流入流速に対する無次元の速度分布が示されている。また、図8(c)には、流れが偏流促進物を通過後、その後方に回り込もうとする流れの前方流からの転向角 β の分布が示されている。図8(c)で、角度 β は翼変形角 13° の場合のほうが 0° の場合よりも大きくなっており、変形後

(a) Schematic view of the test section

(b) Non dimensional velocity distribution upstream of the cascade

(c) Flow angle deflecting from the inlet flow

Fig. 8 Comparison of the spanwise deflecting flow suppression between the original and 13-deg. deformed shape

は流れが急激に偏流促進物の後方に回り込んでいることが確認できる。また、翼の変形前後で偏流促進物後方の流速は一樣流 V_0 に対する速度欠損の割合が減少している。

図9は、図8で確認された流れの回り込みについて、

Fig. 9 Suppression of the spanwise deflecting flow

煙による流れの可視化結果からの説明図である。翼変形後は、偏流促進物により翼スパン方向に偏流作用を受けた流れは偏流促進物を通過後急激に回り込み、偏流作用を受ける前の状態に戻ろうとしていることがわかる。

以上のことから、翼スパン方向で流入状態に偏りが存在する場合でも、翼を変形させ翼列流路面積を絞ることにより流れ場を矯正する効果を生み出すことができることがわかった。この結果から、この可変翼列をタービン静翼最終段として応用すれば、よりシンプルな制御方法で蒸気タービンの低流量運転域に発生する偏流の改善も可能であるといえる。

5. 結 言

SMA をアクチュエータとして、翼形状を制御できる可変翼からなる翼列試験装置を製作した。この装置を利用して、軸流形ターボ機械の低流量域特性である翼スパン方向への偏流の改善実験を遂行し、比較的容易にこの偏流特性の改善が図れることを示した。さらに、この可変翼をタービン静翼として応用すれば、特別の温度センサを必要としないシステムで偏流の改善が可能であることを示した。

この研究は、平成5年度財団法人原田記念財団研究助成金の援助によるものである。ここに記して謝意を表する。

文 献

- (1) Epstein, A. H., ほか2名, *J. Plopluls. Power*, **5** 2(1989), 204-211.
- (2) 小林繁夫・李成一, 日本航空宇宙学会誌, **27** 304(1979), 259-267.

- (3) 塚本寛・田中和博・松永成徳・田中博喜, 機論, 58-552, B (1992), 2493-2497.
 - (4) 例えば, 鈴木雄一, 実用形状記憶合金, (1987), 75-88, 工業調査会.
 - (5) 大橋秀雄, 流体機械, (1987), 166, 森北出版.
 - (6) 田中和博・大橋秀雄・永井勝史, 機論, 48-431, B(1982), 1215-1222.
-