

氏 名	うえ 植	にし 西	あきら 晃
授与学位	工 学 博 士		
学位授与年月日	昭和 5 2 年 7 月 6 日		
学位授与の根拠法規	学位規則第 5 条第 2 項		
最終学歴	昭和 3 0 年 3 月 東北大学工学部機械工学科卒業		
学位論文題目	高亜音速流におけるタービン翼列の研究		
論文審査委員	東北大学教授 本田 陸	東北大学教授 斎藤 清一	
	東北大学教授 村井 等	東北大学教授 西山 哲男	

## 論 文 内 容 要 旨

### 第 1 章 緒 論

火力、原子力発電タービンは、大容量化、高性能化の傾向が近年増々強く要請され、翼列への相対マッハ数は増大し、静、動翼の作動範囲は、高亜音速領域から超音速領域にまで広がってきている。それは、大型蒸気タービンでは性能の僅少差が経済性に極めて大きな影響を及ぼすこと、および、最近の燃料費の高騰に依るものである。

蒸気タービン各種要素で性能的に最も重要なものは、静翼、動翼であり、これは翼列の基礎資料を提供する二次元翼列に関する研究が基本となり、これまでも理論的に、実験的に、多くの研究が実施されてきた。

タービン翼列に関する設計理論としては、ホドグラフ法を適用することとし、さらに流れの圧縮性を考慮することにした。それは、例えば、翼形を円に写像する方法に比べ、ホドグラフ法は、

翼面上の速度を好適な性能を与える分布に容易に調節することが可能であること、および、転向角の大きなタービン翼列について高い計算精度を期待することができるなどの特徴を有している。

流れの圧縮性を考慮したホドグラフ法については、すでに多くの研究が行なわれているが、タービン翼列のような複雑な境界条件においては、厳密解がほとんど期待できないと考えられる。したがって、圧縮流を非圧縮流で表わす近似法によって、タービン翼列へ適用可能な実用的解析法について検討を試みることにした。

このような背景のもとで、本研究では、ホドグラフ法でタービン翼列の実用的な設計理論を確立し、次いで、その理論に基づいて設計された翼列について、実験的に検討し、これらの結果を設計理論に反映させることによって、新しい設計条件においても高い性能を発揮する翼列を短時間で設計完了することを目的としたものである。

## 第 2 章 圧縮流における翼列理論

ホドグラフ法で圧縮流を非圧縮流で近似する実用的解析法を提示した。解決を要する最も重要な課題は、循環を伴う流れに対する取扱いである。圧縮流の複素ポテンシャルを非圧縮流のそれで近似し、単純にそれを翼列設計に適用すれば、閉じた翼形は得られない。これは、圧縮流と非圧縮流とが異なることから生ずる問題であって、翼形を与えてそのまわりの流れを解く問題において、流線が修正されることに対応する。

この問題を解決するために、基礎方程式がコーシーリーマン方程式となり、圧縮流は非圧縮流と全く等しいとして取扱うことができる比熱比が $-1$ の仮想気体について、まず、解析を行ない、翼列の前方、後方無限遠の条件や翼列としての条件を適用すれば、翼形が閉じるための従来の複雑な方法が避けられることを提示した。

次いで、実在の気体についても、圧縮流を非圧縮流で表し、上記方法を適用すれば、非圧縮流面における翼形を特に考慮しないで、仮想気体の場合とほぼ同様な方法で、近似解が求められることを示した。ただし、実在の気体の場合には、翼列に対する流入角、流出角が等しくないときには、翼列の前後の連続条件は満たされなくなるが、流量の差を最大 $\pm 2.5\%$ 許容するものとするれば、翼形が閉じない量は翼弦長の最大 $0.6\%$ であって、かつ、丸みをつける翼形前縁部であるため、実用上はさしつかえないことを明らかにした。

## 第 3 章 数値計算法と $\zeta$ 面の変数決定法

前章で導出した近似理論を用いて、翼列を具体的に設計する数値計算法を提示した。ここにおいて $\zeta$ 面（対数ホドグラフ面）および等角写像面と物理面との対応関係は、極めて複雑なため、与えた境界条件に対して、算出される翼形状をあらかじめ予想することができない。これらの

問題点を解消するために、 $\zeta$ 面の変数、例えば、流れ角や速度など10種類の変数が翼形状に及ぼす影響を定性的に吟味し、翼列設計の資料とした。

次いで、これら広範囲にわたる数値計算の結果から、流れ角と翼形状、特にスタック角とは密接な関係にあることを見出し、また、翼面上の速度分布なども全く任意に選べないものであることを明らかにし、これを基にして、計算結果を統計的に処理し、諸変数の決定法を提示し、特に、腹面上の速度分布を翼形状に関連づけて決定するための線図を作成した。

そして、この方法で転向角および流出マッハ数の異なる翼列を具体的に計算し、変数決定法が妥当なものであることを実証した。

#### 第4章 二次元翼列実験装置および実験方法の検討

本理論を適用して、算出された翼列の特性を実験的に把握するのに先立って、全圧、静圧および流れの方向を測定するための5孔ピトー管の特性および翼列特性の計算方法や定義を、また、実験装置や実験方法を提示した。

また、境界層の吸込制御を行っていない本二次元翼列実験では、境界層や二次流れの影響のため、側壁近傍では流れが多少乱れるが、その範囲は狭いこと、翼列前後の流量差は入口流量の最大6%であること、衝動翼以外では4%以下であることなどを明らかにした。さらに、翼枚数9枚以上で構成される翼列の中央の翼で、しかも翼列幅の中央において、かつ、翼列出口の流れに沿う距離が20mm以上の検査面で測定された損失係数、流出角などは、ほぼ二次元翼列の性能を表わしていることを確認し、第5章以下の実験の基礎とした。

#### 第5章 二次元翼列の特性

二次元翼列の一般的特性を把握するために、第2章の近似理論で設計された、代表的な翼列を供試し、マッハ数、迎え角、節弦比およびスタック角などが、運動エネルギー損失係数、翼面圧力分布および流出圧力分布および流出角に及ぼす影響を明らかにし、新しい翼列設計に対する本理論の有効性を実証した。

ここにおいて、翼列の設計点における翼面圧力分布の理論値と実験値とを対比し、以下の知見を得た。反動翼形の腹面側の圧力分布は、両者が極めてよい一致を示すこと、背面側では、のど部付近で実際には若干の過膨張の現象が現われるため、この部分では理論値との差が生ずる。衝動翼形では、反動翼形の場合よりも理論値と実験値の圧力分布の差はやゝ大きい。しかし、総じて圧力分布の理論値と実験値は良い一致を示す。特に、高亜音速流における圧力分布の理論値は、仮想気体のもとで設計した翼列よりも、実在の気体に対する本理論に基づいて設計した翼列は、実験値とよりよい一致を示し、本理論の精度は十分なものであることを確認した。

また、原子力タービン用の水分除去を目的として使用される、翼形の前縁に複数のV字形のみぞを設けた翼形の翼列性能を実験的に明らかにした。ここに、レイノルズ数に対する損失係数の増減の傾向から、このみぞは粗面翼形とほぼ同様な効果を与えるものであると判断された。このみぞを設けたことにより、翼列のエネルギー損失係数は増大することになるが、段落中の水分除去に基づく内部効率の改善効果を考え合せれば、タービン内部効率向上に寄与するものであることを明らかにした。

## 第6章 翼面圧力分布と翼列性能

本理論に基づいて、翼列を設計する場合には、 $\zeta$ 面で境界条件を与えることになるが、好適な性能を与える翼面圧力分布について考察を加え、かつ、 $\zeta$ 面の変数決定において考慮すべき事項を提示した。

境界層の発達を考慮すれば、背面上では入口から一様に増速する速度分布を与えることが好ましい。これに対し、のど部以降で僅か減速領域を有する反動翼列、および、一様速度分布でなく波打つ速度分布を有する衝動翼列の場合を実験に供試し、翼列性能が低下することを確認し、その改善策を明らかにした。

さらに、腹面側の速度分布に考察を加え、従来形式に属する翼列と本理論により設計された翼列の性能比較から、のど部における速度分布を一様流に接近させることによって、翼列後流の混合損失が低減できることを示した。これらの考察から、高性能翼列の設計に必要な諸変数の選定法を明らかにした。

以上の結果を総合すれば、好適な翼面上の圧力分布を有する翼列においては、運動エネルギーの損失係数の最小値は、転向角  $50^{\circ} \sim 130^{\circ}$  の範囲では、 $0.013 \sim 0.025$  と極めて高い性能を示すことが確認できた。

最後に、上述の高性能翼列に基づいて製作された翼を実際のタービンに適用し、顧客立合いのもとで精密な現地測定を実施し、表1に示す成果を納めることができた。熱消費率の向上値は、蒸気タービンの内部効率の向上値に比例するものであり、 $1 \sim 2\%$ の性能向上を達成できたことが実機で実証された。

表1 実機発電プラントの熱消費率の向上実績例

タービン出力 (MW)	全段落数	新 静 翼 使用段数	新 動 翼 使用段数	計画値に対する熱消費率の向上値 (%)	従来の実績の平均値に対する熱消費率の向上値 (%)
175	27	26	10	0.93	1.69
138	34	0	17	1.06	—
75	25	0	11	1.42	2.30
55	15	8	17	1.37	2.13

## 第7章 結 論

蒸気タービンの性能向上を目的として、理論的、実験的研究を行ない、

- (1) 翼列設計理論として、ホドグラフ法で圧縮流を非圧縮流の複素ポテンシャルの関数として近似する理論において、循環を伴う流れにおける翼形の閉じる条件の導入法を、まず、仮想気体の場合について提示し、これを基に実際の気体に対する近似解析法を導出した。
- (2) 数値計算法および面の境界条件の決定法を提示した。
- (3) 本理論に基づいて設計され、製作された翼列の二次元翼列実験を行ない、一般的な翼列特性を把握し、さらに、翼面上の圧力分布について理論値と実験値の対比から、好適な性能を与える翼面圧力分布の判定基準を見出し、これを実現するために翼列設計に必要な諸変数の選定法を提示した。
- (4) 以上の知見を導入した翼を実際のタービンに適用し、蒸気タービンの内部効率を1～2%向上できたことを実機で実証した。

本研究の開始から一応の完遂に至るまでの長期間にわたって、終始懇切な御指導と御鞭撻を賜りました東北大学高速力学研究所本田睦教授、研究の進め方について、有益な御助言、御批判を賜りました高速力学研究所、斉藤清一教授、村井等教授、工学部機械工学科、西山哲男教授に深く感謝の意を表します。

また、本研究の遂行にあたっては、日立研究所小林所長、本社浦田電力事業本部長をはじめとして、会社幹部の方々からたえず適切な御指導と御鞭撻を賜りましたことに対し、深く感謝の意を表します。

## 審査結果の要旨

最近における火力あるいは原子力発電タービンの大容量化および高性能化の要請に伴い、それらタービン翼列の相対マッハ数は増大し、高亜音速領域から、時として、超音速領域にまで拡大してきているが、使用される翼列翼形は従来の低速領域における経験に基づいて選定されているのが通常である。これに対し本論文は、高亜音速流に適合するタービン翼列翼形を設計するという立場から、その設計法の確立を意図して行った一連の理論的ならびに実験的研究の成果をまとめたもので、全編7章よりなる。

第1章は緒論で、本研究の背景とその意義および目的について述べている。

第2章では、問題の基礎となる高亜音速二次元タービン翼列に対し、ホドグラフ法に基づく一つの近似理論を展開する。一般にホドグラフ法は、翼形のまわりに循環がある場合、求まる図形が閉じないという難点を持つが、ここにホドグラフ面上、流れの前後方無限遠対応点において適切な条件を課することにより、十分な近似度でこの難点が克服され得ることが示される。これは優れた創意と言える。第3章では、数多くの数値計算結果に基づいて、上記理論に現れる諸パラメータと翼列配置、翼形状および翼面圧力分布との関連性を明らかにしている。

第4章は二次元タービン翼列実験装置とその実験方法について述べたものである。第5章では、同装置により、理論的に求められた一連の翼列翼の実験を遂行し、翼面圧力分布の測定から理論の精度が実用上十分なものであることを確かめると共に、マッハ数、迎え角、節弦比およびスタックが翼面圧力分布、流出角および損失係数に及ぼす影響を明らかにしている。なお原子力発電タービン用の水分除去を目的とした前縁にみぞを有する翼の翼列性能も検討している。

第6章は本論文の要諦である。すなわち、従来の形式に属する翼形も含めた系統的な実験結果から、高亜音速流において好適な性能を与える翼面圧力分布に対する判定基準を見出し、そのような圧力分布を呈する翼形を理論的に求めるのに必要な上記諸パラメータの選定法を提示する。これは有用な知見である。ついでその選定法に基づいて設計製作された翼を実機タービンに使用し、その内部効率の向上を実証している。

第7章は結論である。

以上要するに本論文は高亜音速流におけるタービン翼列の研究を行って高性能翼列翼形設計法を提示し、その有用性を実証したもので、流体力学ならびに機械工学の進展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は工学博士の学位論文として合格と認める。