タービン翼列の風洞実験結果 (第3報)*

藤 本 武 助** 窪 田 滋 夫***

Wind Tunnel Tests of the Steam and Gas Turbine Blade
(3rd Report)

by Busuke HUDIMOTO and Shigeo KUBOTA

In order to find out the general characteristics of turbine blade row, four kinds of impulse blades were made.

The profile of each blade was designed under a unified numerical formula and the camber angle of each blade is varied within a range from 90 Deg. to 130 Deg.

The result obtained from the experiments of these blades enabled us to understand the general characteristics of impulse turbine blade, that is, the effect of the deflection angle to the characteristics of the turbine blade row, etc..

緒 言

第1報⁽¹⁾においては、7種の衝動タービン翼について行った風洞実験の結果を述べたが、これらの翼型の間には定まった関係がなく、したがってその実験結果から、個々の翼に対する性能は明らかとなっても、統一された結論を見出すことはむずかしい。そこで、この報文はある統一された作図法のもとに描かれた、4種のタービン翼型に対する風洞実験を行い、これよりタービン翼の諸性能に関する一般的な性質を見出そうとしたものである。

1. 翼 型

実験に供した翼型は、次のような作図法で描いてある。まず翼型は骨となるそり線と、それを中心とする肉厚分布に分割し、そり線は、最大そりを与える点の前後に異なる曲線をなめらかにつなぎ合わせて形成する。翼列軸を z 軸にそれに垂直に x 軸をとりそり線を表わす関数は

$$z = \cot \beta \left(x - \frac{1}{n} x^n \right) \dots \dots \dots (1)$$

の形をとり、翼前部については前縁を $x=0$ 、最大そりの x を $x=1$ 、 $n=1.6$ とした。翼後部については後縁を $x=0$ とし翼前部と反対の方向に x をはかり $x=1$ を最大そりの点とし、かつ $n=2$ とした。そしてこの2曲線を最大そりの所でなめらかにつなぎ合わせることにした。したがって β は翼端でそり線に引いた接線と z 軸のなす角である。

次に、最大肉厚を与える点の x の値は、最大そりを与える点のそれと一致してとり、最大肉厚 d は β の関数として大略次式のごとく与えた。

$$d/l \approx 0.5(1 - \sin \beta) \dots \dots \dots (2)$$

ただし l は翼列軸に垂直方向の翼の長さである。肉厚分布は翼前部に対してはそり線と同様の表わし方で

$$2\rho_1 = d\sqrt{x} \{a_1 + (2.5 - 2a_1)x - (1.5 - a_1)x^2\} \dots \dots \dots (3)$$

翼後部に対しては同様の測り方で

$$2\rho_2 = d\{a_2 + 3(1 - a_2)x^2 - 2(1 - a_2)x^3\} \dots \dots \dots (4)$$

の2式で表わされる ρ_1 、 ρ_2 の半径の円を描き、そのエンベロープをとることとした。 a_1 、 a_2 は前縁および後縁の半径から定まる数である。

I, 4545-3515-3-1.5

II, 375375-3520-4-2

III, 3030-3525-5-2.5

IV, 2525-3530-6-2.5

第1図 翼型図

このような方法で描いた I, II, III および IV なる4種の衝動タービン翼型を第1図に示す。図の下側に書いた数字は翼型を整理するための記号であって、最初の2組の数字は入口出口の角度 β° を、次の4けたの数字は最大そりの位置と最大厚みの値を表わし、最後の2組の数字は前縁後縁の曲率半径を示す。

なお、諸量をあらわす符号は特に記するもの以外はすべて第1報と同様である。

* 昭和29年4月5日 第31期定時総会講演会において講演、原稿受付 昭和31年9月19日。

** 正員、京都大学工学部。

*** 正員、川崎重工業会社。

第 2 図 圧力分布 (翼型 I, $t/l=0.7$) 第 3 図 圧力分布 (翼型 II, $t/l=0.7$)

2. 実験の方法

使用した実験装置は第1報におけるものと同一であって、風洞吹口面積 300 mm×500 mm, 風速 w_i は約 25 m/s である。実験に供した翼型は、第1図に示

第 4 図 圧力分布 (翼型 III, $t/l=0.7$)

すように I, II, III および IV なる4種の衝動タービン翼で、 x 軸方向の長さ $l=100$ mm, 縦横比3の木製模型であり、これらは前節に述べたごとく、そり、肉厚を系統的に変えてあり、翼型の幾何学的轉向角はそれぞれ 90° , 105° , 120° および 130° である。

これらに対し、下記の項目について実験を行った。

翼型: I, II, III, IV

迎え角: -20° より 5° おきに失速角付近まで

ピッチ比 $t/l: 0.5, 0.6, 0.7, 0.8$

上の各条件の組み合わせで風洞実験を行い、翼のまわりの圧力分布を測定することにより、翼に働く力の分力を算出し、また後流の方向分布および速度分布をそれぞれ2孔円筒型方向計およびピトー管によって測定して、流出方向および速度係数を求め、これらを迎え角 α , ピッチ比 t/l および轉向角 θ 等を変数にとって整理した。

なお、第1報と異なって、本報では後流の状態をくわしく測定する便宜上、翼列後方は噴流として大気に放したが、これによる誤差はわずかであると考え

3. 実験結果

(1) 翼に働く力 実験結果の翼のまわりの圧力分布を第2~5図に示す。その傾向の大略を述べると、翼型Iのごとく比較的そりの小さい翼型では、そのま

第5図 圧力分布 (翼型 IV, $t/l=0.7$)

わりの圧力分布はいわゆるエーロフォイルによって構成される翼列の場合のそれによく似ている。この傾向は翼型の転向角の増加とともに変化し、最も転向角の大きい翼型 IV では、I, II 等の圧力分布とは異なった傾向を示している。

さて、実験に供した4種の翼型は、先述のように統一された作図法によって決定されたものであるが、そのまわりの圧力分布はピッチ比、迎え角などの条件によってさまざまに変化し、これら多くの実験値から全般に共通の性質を定量的に見出すことははなはだむずかしい。次にその一つについて述べる。

第2～5図を観察して著しく目立つのは、大転向角の翼ほど後縁付近に含まれる循環の大きさが減少していることである。かつこの傾向はピッチ比が小さいほど激しい。たとえば、翼型 IV, $t/l=0.6$ では後縁より x 軸方向に長さ $0.1l$ の間に含まれる循環はほとんど零であり、同じく $t/l=0.5$ ではこれは負の値となっている。このことは、翼のこの部分が全く翼としての働きをしていないか、極端な場合は逆の働きをしてい

ることを意味する。あるいは、翼のまわりの循環が一定の場合、上述のような状態は翼の他の部分における負荷を大ならしめることとなり、いずれにしても不都合である。

第6図はこの傾向を数値的に表わしたものである。

第6図 C_{zT}/C_z と β の関係

同図は横軸に β を、縦軸に後縁から x 軸方向 $0.2l$ の長さの間に含まれる翼列軸方向の分力の係数 C_{zT} と、翼全体に働く同方向の分力の係数 C_z との比 C_{zT}/C_z をとったもので、迎え角 $\alpha=0^\circ$ における値を種々のピッチ比について示してある。図より $\beta < 30^\circ$, $t/l < 0.6$ の場合は、 C_{zT}/C_z の値が急激に減少していることがわかる。 C_{zT}/C_z の値がどの程度であればよいかは今のところ不明であるが、たとえば x 軸方向に上下面の圧力差が全く均一である場合は $C_{zT}/C_z=0.2$ であり、だ円状に分布するときは 0.14 であるから、 $C_{zT}/C_z < 0.06$ というような値は好ましい値ではないと考えてさしつかえないであろう。翼弦に沿う循環分布はおもにそり線の形によって支配されるから、 $t/l < 0.6$, $\beta < 30^\circ$ の場合は、式(1)で表わされるそり線で n を2より小さくする方がよいように思われる。

第1報と同様に翼に働く分力の係数を C_z , C_x と定義し、これを迎え角 α の関数として第7図に、ピッチ比 t/l の関数として第8図に示す。 C_z , C_x の α による変化の度合は大転向角の翼ほど急であるが、これは第1報に掲げた C_z , C_x の式から明らかである。また C_z は t/l の増加とともに大になり、 C_x はわずかに減少するが $C_z l/t$, $C_x l/t$ は t/l の増加とともに減少する。

(2) 流出方向 翼列より流出する流体の方向は翼列軸方向の位置によって変化するが、その1ピッチにわたる平均値をもって流出方向とし、後縁に引いた接線方向から翼の循環を減ずる方向に測って $\Delta\beta$ とすると、 $\Delta\beta$ は一般に正の値である。

各状態における $\Delta\beta$ の値を迎え角 α の関数として第9図に示した。図のごとく $\Delta\beta$ は迎え角 α によって変化するが、その程度は t/l の大きい場合においてははなはだしく、また翼型の別によれば転向角の小さい翼型において著しい。

第 7 図 C_z , C_x と α の関係

ピッチ比 t/l が小となれば流出方向 4β が迎え角 α の影響を受けなくなることは、完全流体の理論から明らかであって、それによれば $t/l=0.6$ 程度では 4β は α によって全く変わらないものと予想される。しかるに実験値では $t/l=0.6$ の状態で 4β は α によって若干変化しているが、これは粘性の影響によるものと考えられる。

4β は t/l が小となれば次第に零に近づくが、 $t/l=0.6$ の場合、逆に負の値になっているものもある。これは先述⁽²⁾のごとくタービン翼の後縁が普通の翼型のごとく鋭い先端となっておらず、後縁においてもある

厚さをもつことによるのであろう。

与えられたタービン翼列において流出方向 4β を正確に推定することは設計上不可欠のことである。そこで、タービン翼列の流出方向を簡単に推定するための一つの試みとして、ここでは第 10 図のような図表を作ってみた。同図は横軸に羽根角 β を、縦軸に流出方向 4β をとり、種々のピッチ比に対する $\alpha=0^\circ$ の状態の実験値を取ったものである。この図から、この系列の翼型より構成されるタービン翼列の流出方向はだいたい見当がつくものと考えられる。

(3) 速度係数 各翼型について速度係数 ψ を

第 8 図 C_z , C_x と t/l の関係

t/l の関数として示すと, 第 11 図のようになる. Ψ は一般にある t/l の所で極大値をとるが, その傾向は図のごとく転向角の大きいほど明らかにあらわれる. また迎え角 α についていうと, 正の α においてこの傾向ははなはだしい. Ψ の極大値を与える t/l の値は, 翼型が同一であれば α の減少とともに増大し, 同一の α であれば転向角の小さい翼ほど大となることとがわかる.

次に Ψ を転向角 θ の関数として表わすと, 第 12 図のようになる. この関係は多くの人によって実験的に求められているが, その傾向はだいたい似たような

ものであっても, 数値はまちまちであり, かつ実験を行った条件に対する考慮が欠けているように思われる. Ψ はもちろん θ のみの関数ではなく翼型, ピッチ比, 増速の度合等によっても変るのであるから, このことを考慮に入れる必要がある.

第 12 図 (b) および (c) は, 増速の度合によって $\Psi \sim \theta$ の曲線が異なるようすを示している. 同図で $2(p_1 - p_2)/\rho w_1^2$ は増速の度合をあらわす数値で, p_1 は翼列入口前の静圧, p_2 は出口後の静圧, $\rho w_1^2/2$ は入口前の動圧である. この二つの図を比較すると, 増速の度合の大きいときは, 転向角が大となっても損失は

第 9 図 $\Delta\beta$ と α の関係 第 10 図 $\Delta\beta$ と β の関係 第 11 図 ψ と t/l の関係

第 12 図 Ψ と θ の関係

あまり増大しないことがわかる。なお、この実験では $2(p_1 - p_2)/\rho w_1^2 = 0$ となる付近で好性能をもつような翼型を使用しているの、増速の度合の大きい所で好性能をもつように設計した翼であれば、上述の傾向は更に著しいものと考ええる。

最後に、第 12 図 (a) に種々の状態における $\Psi \sim \theta$ の値を示した。このように条件によって $\Psi \sim \theta$ の関係は相当変化し、この実験の範囲ではだいたい 2 本の曲線によって限られた帯状の領域の内に分布する。なおこの報告の内容は文部省科学研究費による研究の一部であることを付記する。

文 献

- (1) 藤本・窪田, 機械学会論文集, 20 巻 97 号 (昭 29).
- (2) 窪田, 機械学会論文集, 21 巻 105 号 (昭 30).

533. 6. 08:533. 695. 5

圧縮性の流れの中の翼列の後流測定について*

河 崎 俊 夫**

On the Wake Traverse of a Blade in Cascade
in Compressible Flow

by Tosio KAWASAKI

It is proposed that the mean total head loss, as a measure of loss in cascade tests, should be based on the mean total head far downstream, where mixing of wake with surrounding flow is completed. The exact formula of computing the mean total head loss from the data of total head traverse of a wake is derived allowing the effects of compressibility, together with the approximate one which eliminates labor of computations to the minimum. The mean total head loss computed by the present formula gives a constant value irrespective of the distance of the plane of traverse from the trailing edge of a blade as shown in Fig. 6.

It is also confirmed that the relation between the momentum loss and the loss in the axial component of force acting on a blade is same in compressible flow as in incompressible flow.

1. 緒 言

翼列実験においては通常損失を代表する量として平

均全圧損失をとっている⁽¹⁾。しかしその平均の意味は必ずしも明りょうでないようである。筆者は先に流体の圧縮性を考慮しない場合について、平均全圧として十分翼列の後方で、翼型後流が混合によって完全になくなった場所の全圧を採用することを提案した⁽²⁾。この定義によれば平均全圧は後流の全圧分布を測定す

* 昭和 31 年 4 月 1 日 第 33 期通常総会講演会において講演、原稿受付 昭和 31 年 7 月 10 日。

** 正員、運輸技術研究所。