超音速流入・流出タービンの直線翼列試験* (風洞測定部の設計とシュリーレン法による可視化試験)

柴田 貴範^{*1}, 中野 晋^{*1}, 小野 英樹^{*1}
森下 和彦^{*2}, 谷 泰寛^{*2}

Linear Cascade Wind Tunnel Testing of Supersonic Inflow and Outflow Turbine Blades (Test Section Design and Flow Visualization Using Schlieren Techniques)

Takanori SHIBATA^{*1}, Susumu NAKANO, Hideki ONO,
Kazuhiko MORISHITA and Yasuhiro TANI

^{*1} Hitachi, Ltd., Hitachi Research Laboratory
7-1-1 Omika, Hitachi, Ibaraki 319-1292, Japan

A linear cascade wind tunnel was developed to verify starting characteristics of supersonic inflow and outflow turbine cascade. Under the present near sonic conditions, the wind tunnel in itself is susceptible to become unstated due to the blockage effect of the wind tunnel wall boundary layer. Hence, the present wind tunnel has special bypass flow passages, which were properly designed so as to remove the boundary layer without affecting the cascade flows. In addition, supersonic cascade flows may be affected by shock reflection stemming from the wind tunnel wall surface. Numerical simulations indicated that it is impossible to remove shock reflection just by sucking flows through a perforated wall surface if the incident shock wave is strong. In the present study, the wall surface was shaped wavy according to the flow turning induced by the incident shock wave, which shape was determined from the blade wake line predicted by numerical simulation of infinite linear cascade. The designed wind tunnel and non-reflective wall shapes were actually tested in the experiment, and shock patterns were visualized using Schlieren techniques. Test results indicated that the tested turbine cascade can be started as originally planned, and that shock reflection on the wind tunnel wall surface was clearly attenuated. The design methodology of supersonic turbine blade shape is confirmed to be valid regarding the starting characteristics at the designed inlet Mach number. Moreover, the wavy porous wall with suction is found to be effective to give the adequate cancellation of the reflected shock waves.

Key Words : Steam Turbine, Cascade, Supersonic Flow, Shock Wave, Flow Visualization

1. 緒 言

蒸気タービンの効率向上と出力増大の観点から、最終段動翼の更なる長翼化が求められている。すでに 3000rpm で 60inch, 3600rpm で 50inch に到達する長翼⁽¹⁾⁽²⁾も現れてきており、長翼化による排気損失低減の効果を享受するためにも、翼型設計の重要性がますます高まっている。長翼化による先端周速の増大により、動翼先端の相対流入マッハ数は超音速の状態になりつつあり^{(2)~(4)}、従来の亜音速流入の翼とは根本的に異なる翼型設計技術の確立が必要とされている。

そのような超音速流入のタービン翼に関し、連名者の一部は前縁を尖頭とし、翼前半部の正圧面側の角度を流入角に合わせ、かつ曲率を小さくする設計手法を提案している⁽⁴⁾⁽⁵⁾。そうすることで、前縁衝撃波を弱めることができ、かつ超音速流入時の流入マッハ数と流入角の一意的な関係であるユニークインシデンス条件を満足できると

* 原稿受付 2013 年 3 月 28 日

^{*1} 正員, 日立製作所 日立研究所 (〒319-1292 茨城県日立市大甕町 7-1-1)

^{*2} 九州大学 工学部

E-mail: takanori.shibata.by@hitachi.com

している。また、Parvizinia ら⁽⁶⁾は翼列試験を実施し、翼型性能の支配パラメタの把握と流れ解析手法の検証を行っている。彼らは、流れ解析手法として MISES⁽⁷⁾を用い、それにより翼型損失の定性的な予測が可能としているが、定量値については実験に頼らざるを得ないと結論付けている。解析技術が発展してきたといえども、衝撃波と境界層の干渉が生じる超音速翼列では必ずしも十分な解析精度が得られるわけではなく、解析と実験の両面からのアプローチが必要である。

一般に、流入マッハ数が超音速となる翼列では、翼間スロート部が超音速になるかどうか、翼列性能を支配する重要な指標である。超音速風洞では、供試部の流れが所定の超音速状態となる場合を始動、供試体のブロッケージなどにより亜音速状態に陥る場合を不始動と呼ぶ。この超音速風洞の始動／不始動になぞらえ、超音速流入の翼列では翼間スロートが超音速の場合を始動、亜音速の場合を不始動と呼ぶ。不始動状態の翼列では、翼列上流に離脱衝撃波を伴い、翼間スロートが亜音速となるため、始動状態よりも流量が流れにくい状況になる。また、そのような離脱衝撃波の損失は大きいので、翼素性能も大幅に劣化する。それゆえ超音速流入の翼列では、不始動状態に陥らぬよう翼型設計をするのが望ましく、翼間流れが超音速になりやすい（すなわち、始動性の良い）翼型とすることが重要である。

本研究では、超音速翼列に対する実験面からのアプローチとして、直線翼列風洞を使った翼列始動性の評価と、翼素性能の把握に焦点を当てている。しかし、そのような超音速試験では、風洞境界層の発達により、風洞自体が不始動に陥る可能性がある。また、翼列部で発生した衝撃波が風洞壁面で反射され、翼列部における流れの周期性を乱すことも考えられる。本研究の目的は、風洞の始動性に配慮した風洞測定部を設計すると同時に、翼列流れの周期性を確保するための衝撃波防止策を確立することにある。本報では、開発した風洞測定部および衝撃波防止策の詳細と、それらの妥当性を流れ解析とシュリーレン法による可視化試験で確認した結果について報告する。

2. 供試翼列と風洞測定部の設計法

2・1 供試翼列

本研究では、3000rpm-60inch 長翼の先端断面の始動特性の把握に焦点を当てている。試験に用いた供試翼を図1に示す。衝撃波損失と流量特性の観点から、翼の前縁半径が非常に小さくなっている。また、流れの加速を抑える観点から、翼前半部の曲率も小さく抑えられている。翼型としての反り角も小さいため、翼というよりも平板に近い形である。この翼型の設計思想は、実機と同一であるが、流れの2次元性を考慮して少なくとも1.0以上のアスペクト比で試験する観点から、翼弦長に対する翼厚み比を実機よりも増加させている。翼弦長は、風洞内に設置し得る翼枚数や風洞流量、衝撃波と風洞壁との干渉形態などを考慮し、実機の1/5とした。このとき、実機、翼列試験ともに出口条件ベースのレイノルズ数 $Re_{c,2}$ が 10^6 以上となり、翼型損失に乱流遷移の影響が現れにくいレベルになっている。翼のスパン長は80mmで、翼弦長に対するアスペクト比が1.07である。

Fig. 1 Test blade geometry

Fig. 2 Mach number contours by CFD in an infinite linear cascade

流れ場の評価の一例として、2次元圧縮性の乱流解析コード⁽⁸⁾で予測したマッハ数の等高線を図2に示す。解析は、無限直線翼列条件で行い、流入・流出境界には衝撃波の反射を抑えた境界条件を採用した。翼の前後縁には斜め衝撃波が付着しており、翼列部が始動状態にあることが分かる。図中の点線は、後縁から放出される後流の軌跡であり、大きく弓なり状に移流されてきた後流が、斜め衝撃波の通過の際、その移流方向を不連続的に変化させることが分かる。この変化は、流れ場が斜め衝撃波により不連続的に変化することと関連しており、風洞壁面における衝撃波の反射を防止する上で重要な知見である。

翼の正圧面側に伸びる前縁衝撃波に着目すると、翼の影響が翼列軸方向上流側へ伝播していることが理解できる。つまり、翼列の上流側では、相対マッハ数が超音速で、軸流マッハ数が亜音速の状態にある。このとき、翼の正圧面の前縁近傍から出る衝撃波と膨張波の干渉により、流入マッハ数 M と流入角 θ が一意従属的な関係、すなわち、翼形状に応じて $\theta = f(M)$ なる関数が一意に決まる、ユニークインシデンス条件が成立する。亜音速流入の翼列では、流入マッハ数と流入角を自由に設定することが可能であるが、超音速流入の翼列では、ユニークインシデンス条件に合致した流入マッハ数と流入角の組み合わせで試験しなくてはならない。本研究では、そのことに配慮し、試験を行った。

2・2 翼列構造体

本研究では、流れ場の可視化に計測の主眼を置いている。このため、図3のような翼列構造体を採用し、流れの可視化と翼列支持の両立を図った。この翼列構造体は、2枚の側板と翼列翼7枚から成り、その翼列翼のうち最上流と最下流の翼が、構造体全体を連結する役割を担っている。他の中間翼は、側板に設けられた溝部に挿入支持されるのみで、ボルトなどの固定具がない。しかも、その支持部は、翼厚みよりも薄いため（図1参照）、可視化の際に翼間流路を遮ることがない。

可視化窓である側板材には、溝部の加工性と強度の観点から、高強度アクリル材（アクリライト[®]S）を採用した。一般に、シュリーレン法を用いた流れの可視化試験では、窓表面の凹凸が明暗ムラとなって現れることが知られている。本研究では、厚み加工差が $\phi 500 \text{ mm}$ の領域で $3 \mu\text{m}$ 以下になるように、アクリル材の表面にラッピング加工を施した。これにより、アクリル材を用いた可視化窓であっても、明暗ムラの少ないシュリーレン映像を取得できる。

Fig. 3 Supersonic cascade assembly

Fig. 4 Supersonic cascade test section

2・3 風洞測定部

試験マッハ数が1に近い超音速風洞では、超音速ノズルのスロートと測定部の流路断面積の違いが小さく、風洞壁面に発達する境界層の排除厚が、風洞始動性に影響を与えることが知られている。例えば、今回の試験条件では、超音速ノズルのスロート高さで測定部入口の流路高さの差が約 11 mm であり、供試翼の最大厚みの総量 $16.1 \text{ mm}(= 2.3 \times 7)$ と同程度である。さらに、風洞上下壁や側壁の境界層の排除厚が、実質的な風洞流路面積を低

減する効果として作用し、風洞供試部が超音速流れになるのを妨げることになる。それゆえ、風洞自体を適切に始動させるには、翼厚みや風洞境界層の影響を考慮した風洞測定部の設計が重要である。

本研究で採用した測定部の流路レイアウトを図4に示す。超音速ノズルの出口高さは170 mmで、その下流に供試翼列7枚がユニークインシデンス条件で設置されている。翼の最大厚みの総量で見た場合、供試翼列のブロック率は超音速ノズル出口高さの9.5%に相当する。この翼列翼のうち、最上流の第1翼と最下流の第7翼の後縁には後流板が設置されており、翼列下流の流れ方向を制御すると同時に、翼列主流部とその上下のバイパス流路部に、風洞流れを分離する役割を担っている。

以下、着目した設計ポイントに分けて、本風洞の特徴を列挙する。

- (a) 風洞始動性の向上（上下バイパス流路） 風洞境界層や翼の排除効果による風洞不始動を回避するため、翼列上下にバイパス流路を設け、しかも、上側バイパス流路は第1翼のやや上流から、下側バイパス流路は第6翼と第7翼の中間点から、末広がりになるように形成した。但し、これらバイパス流路の形状は、超音速流中の特性波の伝播方向を考慮して決められており、末広がりの影響が翼列主流部に現れることはない。
- (b) 前縁衝撃波の反射防止策（風洞下壁） 下壁と翼列の距離を広くし、下壁で反射された衝撃波が、翼列観測部に戻るのを回避した。また、下壁面の一部を多孔壁化し、背面を減圧した（詳細後述）。
- (c) 後縁衝撃波の反射防止策（上側後流板） 後流板の主流面の一部を交換式とし、後述する種々の衝撃波反射防止策を試せる構造とした。多孔壁とした場合は、その背面の負圧化も可能である（詳細後述）。
- (d) 翼列下流条件の調整（上側後流板） 翼列下流の流れが超音速であることに着目すると、翼列下流の流れ場に影響を与えるのは上側後流板の設置角度のみである。よって、この上側後流板を、任意の角度で固定できるよう、全ネジ部を持つリンク機構でサポートした。しかも角度調整の際、後流板の先端が常に第1翼の後縁にくるように、後流板側部に回転軌道用のガイドを設けた。この機構により、転向角 $5 \sim 15^\circ$ の流れを設定できる。
- (e) 超音速ディフューザ（測定部出口） 翼列部の超音速流れを亜音速にまで減速させるため、風洞測定部の出口に、スパン方向に広がるディフューザを設置した。そのディフューザの開き角 2θ は 10° で、流路幅が145mmに到達するまで単調に広がっている。

3. 流れ解析による風洞始動性と翼列方向の周期性の評価

風洞製作に先立ち、流れ解析ソフトANSYS®CFX®(Ver.12.1)を用いて風洞の始動性を評価した。また、上側後流板に衝撃波反射防止策を施したときの翼列方向の流れの周期性の変化も評価した。本章では、それらの解析結果を報告する。

3・1 風洞始動性の評価

風洞の始動可否を判断するには、バルブ開放時に発生する伝播衝撃波が、供試翼列部を通過し得るかどうか論点となる。それは、超音速条件を初期値とした定常解析では判断できず、非定常解析により実際の始動過程を模擬する必要がある。しかし、そのような非定常解析は計算時間が掛かるため、本研究では、流路の幅方向の計算格子を粗くし、側壁面を非粘性壁とした準3次元解析で評価した。

解析領域および境界条件を図5に示す。計算領域は風洞の入口から出口までの全域をカバーしたが、流れ場の対称性を考慮し、片側半分の領域で解析を行った。風洞幅方向の計算要素は2層（3格子点）とし、側壁面の壁境界はスリップ壁とした。解析に用いた計算格子を図6に示す。流況を考慮して随所に不連続格子を使用し、全計算要素数を約100万セルとした。この準3次元解析では、風洞側壁の境界層や後流板サポート部などの3次元性の強い流れを評価できないが、風洞鉛直面内に格子を多く配置した分、風洞始動性の評価は十分に行えるものと考えている。

解析条件を表1に示す。風洞空気源を借用した九州大学におけるマッハ数2.5の流れの始動実績から、入口全圧350 kPaを風洞始動圧とした。同様に、風洞の入口全温は280 Kで一定とし、後述するブローダウン風洞特有の全温変化は無視した。風洞の出口圧としては大気圧を用い、下流のディフューザ効果は無視した、厳しめの評

価を行った。解析の初期値として大気圧の静み空気条件を与え、計算開始とともに入口圧を増加させ、バルブ開放時の圧力上昇を模擬した。

得られた非定常解析の結果を図7に示す。計算開始後、まもなく伝達衝撃波が発生し、風洞下流に向かって伝播することが分かる。その後、流れが徐々に加速されて、一部に超音速領域が出現する ($t=0.0027\sim0.00405$ s)。そして最終的には、風洞上流部に現れた始動衝撃波が、下流に向かって伝播することにより、測定部が完全な超音速状態に到達する ($t=0.03$ s)。本風洞の測定部は、このような始動過程を経て、想定通りの超音速状態になる。

解析を行う以前には、翼列部で転向させられた主流が風洞上壁部に衝突し、風洞が不始動状態に陥ることを懸念していた。しかし実際には、翼列部で転向させられた主流が、圧力回復した上側バイパス流れに押される形となり、うまく下方に引き戻されるようである。しかも、バイパス流と合流した後の主流は、風洞軸とほぼ平行になり、自然な形で拡散胴へ流入している。下側バイパス流路の下流部には、加速した流れが大気圧回復するための強い衝撃波が発生する。この衝撃波は、一見、不安定な存在に見えるが、流路が幅方向に広がるディフューザ部 (図5参照) に存在するため、上流へさかのぼることはない。以上のように、準3次元解析で評価する限り、流路のレイアウトが適切であり、風洞始動性に問題はない。

Fig. 5 Numerical domain and boundary conditions

Fig. 6 Numerical grids for CFD calculation

Table 1 Calculated conditions of the supersonic cascade

Item	Unit	Value
Stagnation pressure	kPa (A)	350
Stagnation temperature	K	280
Inlet Mach number	-	1.26
Outlet Mach number	-	2.2
Scale ratio	-	1/5
Reynolds number, $Re_{c,2}$	-	2.3×10^6
Blade aspect ratio	-	1.07
Number of blades	-	7
Working fluid	-	Air

Fig. 7 Numerical simulation of the starting process of the supersonic wind tunnel

3・2 衝撃波反射防止策

超音速翼列では、翼列内部で発生した衝撃波が風洞壁面で反射され、供試部の流れに影響を与える可能性がある。今回の試験対象のように、翼の取付角が大きい翼列では、風洞壁面で反射された衝撃波が供試部に戻ってきやすいため、風洞壁面において適切な衝撃波反射防止策を施すことが望ましい。

標準的な衝撃波反射防止策として、風洞壁面に多孔板を装着し、その背後にチャンバーを設ける方法が広く用いられている⁽⁹⁾。そのようなチャンバー付の多孔壁面は、入射した衝撃波前後の圧力勾配を緩和し、衝撃波の反

射を弱める効果があるとされている。White ら⁽¹⁰⁾は、その技術を遷音速タービン翼列に適用している。彼らは、一様に孔の開いた多孔板と、楔状に切り欠いた平板を組み合わせることにより、多孔壁面の開孔率を流れ方向に変化させた。流況に合わせた開孔率の適正化が、効果的な衝撃波の反射防止につながると思われる。

今回の翼列試験では、翼の前後縁で発生する2種類の衝撃波が反射防止の対象となる。このうち前縁衝撃波は、マッハ数 1.3 弱の流れで発生するため、その強さが弱く、また、反射の要因となる風洞下壁面との距離も広くとられている。ゆえに、下壁の一部を多孔壁化して抽気することで、反射の影響を低減できると考えた。他方、後縁衝撃波は、より高速なマッハ数 2.2 の流れで発生し、その強さは強く、衝撃波前後の流れの変化も大きいことが流れ解析から明らかであった（図2参照）。ここでは、この後縁衝撃波に着目し、その反射を抑制するための後流板形状を、流れ解析を用いて検討する。

まずは、上側後流板を多孔壁としたときの効果を、先の準3次元解析により評価した。結果の相対比較のため、後流板流路面を単純平板とした場合も評価した。多孔壁面の孔は、二次元的なスリット（スリット幅 1mm、多孔板の板厚 1mm、開孔率 40%）として表現し、その背後にチャンバー部分を設け、その出口圧を下げることで現実に近い抽気状況を模擬した。以下、代表的な解析結果として、マッハ数と密度勾配の等高線を示すが、後者はシュリーレン法を用いたときの流れ場の可視化結果に相当する。

Fig. 8 CFD contours in the flat tailboard case without suction

Fig. 9 CFD contours in the porous tailboard case with suction

後流板主流面を単純平板としたときの結果を図8に示す。後流板に入射した衝撃波は、後流板上の壁面境界層と干渉して局所的な境界層剥離を誘起し、2つの反射衝撃波とその間に挟まれる膨張波の形で反射されている。これは、斜め衝撃波と層流境界層の典型的な干渉パターン⁽¹¹⁾である。第2翼の後縁衝撃波に着目すると、後流板

で反射された衝撃波が、第3翼の後縁をかすめて第4翼の負圧面側に入射し、負圧面側のマッハ数分布や後縁衝撃波の反射位置（↓で記載）の翼列方向の周期性を乱していることが分かる。このように、単純平板の後流板を用いた場合、入射した後縁衝撃波は、より複雑な衝撃波－膨張波システムとして反射され、下流の翼の負圧面側流れの周期性を悪化させる。

図9は、後流板の主流面を多孔壁化したときの結果である。本結果は、チャンバーの抽気配管の背圧を 24kPa（翼列出口静圧 33kPa）とした場合で、風洞主流の 3.1%の流量を多孔板から抽気した場合に相当する。抽気することにより、多孔面上の境界層が薄くなり、入射した後縁衝撃波が一本の反射衝撃波の形で反射されるようになることが分かる（図9(b)）。抽気背圧を変えたサーベイによると、背圧を下げるにつれて衝撃波入射点下流の抽気量が増大し、衝撃波の反射を抑える効果があることが判明した。しかし、抽気量を多めにした本解析結果であっても、反射衝撃波を完全に消し去るほどの効果はなく、マッハ数等高線で見たとときの翼列方向の周期性も十分ではない。後流板を多孔壁化し、その背面を負圧にするだけでは、強い衝撃波の反射を防止できないと言える。

(a) Mach number [-]

(b) Density gradient [kg/m^4]

Fig. 10 CFD contours in the wavy tailboard case with suction

Fig. 11 Wavy porous tailboard geometry

本来、後流板に入射した衝撃波を完全に無反射にするには、衝撃波で生ずる流れ角の不連続的な変化を、多孔壁面でのサクションで実現する必要がある。しかしそのような不連続的な変化を、多孔壁の孔径や配列、抽気圧の最適化だけでは実現できないと判断し、後流板の形状そのものを、衝撃波の反射を抑える形に修正する方法を提案した。具体的には、図2の無限翼列の解析結果から、翼の後縁端を通る流線形状を抽出し、その形状を後流板の表面形状に採用した。このとき、後流板の表面形状は衝撃波の入射点前後で屈曲する波形形状となるため、この形状の後流板を波形後流板と呼ぶこととする。

波形後流板を採用した時の流れ場の様子を図10に示す。本解析では、後流板表面における境界層の発達を抑えるため、その表面から流量比1%の抽気を行った。密度勾配の等高線を見ると、明らかに衝撃波の反射が抑制されている。反射防止の効果は、衝撃波が後流板屈曲点に上手く入射した、第2翼の後縁衝撃波に最も良く現れて

いる。また、マッハ数の等高線を見ても、流れの翼列方向の周期性が明らかに改善されている。衝撃波の反射防止のためには、入射衝撃波の流れ角の変化に応じて流路面の形状を波形とすることが効果的である。

以上の検討結果をもとに、実際の試験で採用した衝撃波反射防止策について説明する。前述したように、本試験装置は、上側後流板の一部が交換可能（図4参照）となっている。衝撃波の反射防止効果を相対比較により確認するため、上側後流板の交換部品として、(i) 平板（多孔なし）、(ii) 波形（多孔なし）、(iii) 波形（多孔あり）の3種類を用意した。そのうち、多孔を設けた波形後流板を図11に示す。多孔の径は1mmで、ピッチ2mm、交差角 60° の千鳥配列である。その背圧は、真空チャンバー（後述）を用いて負圧化し、低圧下での抽気を実現した。他方、前縁衝撃波が入射する風洞下壁面についても一部（図4参照）を多孔壁化し、その背面を減圧した。この部分の静圧は下流の拡散胴よりも高いため、抽気配管（後述）により拡散胴と連結することで、連続的な抽気を可能とした。

4. 試験方法

4・1 風洞設備

超音速流れの実現には、高圧で大容量の空気源が必要である。本研究では、九州大学所有の風洞設備を用いて試験した。その基本仕様を表2に示す。本風洞は、貯気槽に蓄えた圧縮空気を間欠的に噴出させるブローダウン方式で、貯気槽空気の昇圧には、レシプロ式の圧縮機を用いている。貯気槽の容量は 65 m^3 で、最大圧 2.79 MPa までの昇圧に約4時間を要する。風洞整流胴の澱み圧に関しては 1.5 MPa(G) をその使用上限としているが、今回の超音速試験にとって十分な始動圧レベルを確保できている。通風可能時間は、試験圧やスロート面積に依存するが、今回の試験条件では、貯気槽空気の1回の充填により約90秒の試験が可能である。

Table 2 Specification of supersonic wind tunnel in Kyushu University

Item	Unit	Value
Wind tunnel type	-	Blow down
Working fluid	-	Dry air
Tank volume	m ³	65 m ³ @ 2.79MPa (Max)
Compressor type	-	Reciprocating compressor
Stagnation pressure	MPa (G)	1.5 (Max)
Stagnation Temperature	-	Ambient temperature
Duration time	sec	30～90

一連の作動空気の流れを、系統図12を用いて説明する。貯気槽に蓄えられた圧縮空気は、圧力制御弁を介して一定圧で整流胴に供給される。その後、超音速ノズルを通過してマッハ数1.26の超音速流れとなり、測定部の供試翼列により出口マッハ数2.2まで加速される。測定部の出口付近で亜音速に減速した流れは、拡散胴およびサイレンサーを通過後、大気に放出される。この主流ラインと並行に、衝撃波反射防止策用の抽気系統が風洞下壁と上側後流板に接続されている。主流のマッハ数が高い、上側後流板の静圧は、設計条件において約 33 kPa(A) の負圧となるため、予め真空ポンプで負圧化した 3 m^3 の真空チャンバーを用いて抽気した。このチャンバー容量により、主流流量の1%の抽気が、約5秒間、継続できる。他方、主流のマッハ数が低い、風洞下壁の静圧は、下流の拡散胴よりも高いため、抽気配管により拡散胴と連結することで、風洞始動時における連続的な抽気を実現した。両抽気系統ともに、途中にバルブがついており、抽気量の調節が可能である。

本風洞設備は、測定部の下流側が可動式で、超音速ノズルと測定部が一体となったノズルブロックを油圧で挟み込むことで、フランジ部分の気密性を確保している。このため、ノズルブロックのフランジを締め付けるためのネジがなく、ノズルブロックの交換が簡単なクレーン作業で完了できる点が便利である。今回の試験では、図13のような翼列試験用のノズルブロックを新たに製作し、既設との取り合いを満たしつつも、必要な流入マッハ数の実現と、翼列による流れの転向を許容できる流路構成とした。その詳細については、前述した通りである。

Fig. 12 System diagram of wind tunnel test facility

Fig. 13 Supersonic nozzle block assembly

Table 3 Test conditions of the supersonic cascade

Item	Unit	Value
Stagnation pressure	kPa (A)	150 ~ 310
Stagnation temperature	-	Ambient
Inlet Mach number	-	1.26
Lower wall bleed	-	On / Off
Upper tailboard	Angle	deg
	Shape	-
	Bleed	-
Lower tailboard angle	deg	10

4・2 試験方法

本研究では、風洞や翼列部の始動可否の把握を目的の一つとしている。よって、流れ場の観察には、主にシュリーレン法による光学計測を用い、衝撃波の可視化により始動可否を判断した。同時に、整流胴の温度や圧力、および代表点における壁面静圧を計測し、風洞各部におけるマッハ数を定量的に評価した。

試験条件を表3に示す。気流条件として、積極的に調整できるのは整流胴の設定圧のみで、気流の温度はその日の気温に依存する。他の試験パラメタは、上側後流板の設定角度、その流路面の形状、抽気の有無などである。上側後流板の設定角度は、翼列下流の流れ条件を決める重要条件である。今回の試験では、波形後流板の屈曲点に上手く衝撃波が入射した、上側後流板の設定角度 11° の流れに着目した。

試験手順を以下に示す。本風洞の整流胴の圧力は、制御弁開度の自動制御によって目標圧を維持するように制御されている。ゆえに、目標圧を設定し、制御弁を動作させれば、安定した入口圧条件での試験が可能である。他方、上側後流板の抽気は、抽気時間が限られているため、風洞の動作後に主流が安定したのを見計らって、真空チャンバーの弁を開いて抽気した。

風洞の始動／不始動は、主に整流胴の設定圧によって左右され、測定部の設計が適切な場合は、設定圧を上げることで、いずれは風洞を始動させることができる。逆に、測定部の設計が不適切な場合は、いくら設定圧を上げて風洞を始動させることができない。この場合は、測定部の再設計が必要である。

5. 試験結果

前述した測定部の設計法と衝撃波反射防止策の妥当性を確認するため、実際の風洞設備を用いて可視化試験を行った。

5・1 風洞始動性および翼列流れ

風洞始動性に関する情報として、整流胴の圧力、温度、および壁面静圧から算出した超音速ノズルの流出マッハ数を図 14 に示す。弁の開閉が有限時間で行われるため、解析で示したほど瞬時な変化ではないが、弁を開けてから数秒以内で、ノズル流出マッハ数が設計値 1.26 に到達している。後述する可視化結果からも超音速に達していることは明らかであり、風洞自体の始動性に問題はなかった。

図 14 の圧力値に着目すると、風洞作動時には設定値 310kPa に安定的に保たれているのが分かる。弁開閉時におけるオーバーシュート、アンダーシュートも目立ったものではない。これらの結果は、圧力制御弁が適切に作動していることを示している。他方、図 14 の温度に関しては、時間とともに低下する傾向が現れている。これは、貯気槽に蓄えられた圧縮空気が、所定の圧力状態にまで膨張したことによる効果であり、供給空気を恒温槽などに通さない限り、ブローダウン風洞では避けられない現象である。温度に係わる現象を分析する際には、この温度変化に注意する必要がある。

翼列の始動性に係わる結果として、後流板を単純平板としたときの可視化結果を図 15 に示す。本結果の翼周りの黒い影は、アクリル窓の溝加工時の熱歪みによるもので、光軸のアライメントと、ナイフエッジによる遮断光量に依存して現れる。この可視化結果の衝撃波発生状況から分かるように、各翼間の流れは超音速の状態を維持しており、翼列部が完全に始動状態にあることが分かる。また、第 2 翼の後縁から後流板側へ伸びる斜め衝撃波 $osst2$ は、上側後流板の境界層と干渉して、2つの弱い衝撃波とその間に挟まれた膨張波の形で反射されている。さらに、第 2 翼の後流の軌跡が大きく湾曲していることは、上側後流板の表面形状との比較により明らかである。これらの観察結果は、図 8 に示した流れ解析結果と定性的に良く一致しており、解析手法の妥当性を裏付ける結果である。

以上のように、風洞や翼列部の始動性に問題はないものの、後流板表面における衝撃波の反射は顕著であり、その反射波が翼列下流の流れ場に影響を与えている。やはり、単純平板を用いた後流板では、衝撃波の反射を抑えることができず、適切な衝撃波反射防止策の採用が翼列性能を正確に把握する上で重要である。

Fig. 14 Transient conditions in the wind tunnel

Fig. 15 Test result of Schlieren picture in the flat tailboard case

5・2 衝撃波反射防止策の効果

前述した単純平板の後流板の衝撃波反射状況を踏まえ、後流板の流路面を波形とした場合の衝撃波反射防止効果を実際の試験で確認した。波形後流板には、多孔の有りと無しの2種類あり、後流板を波形にする効果と、多孔壁化して抽気する効果の2種類を試験で評価した。

始めに、多孔を持たない波形後流板の結果を図16に示す。図16(a)と(b)の違いは、風洞下壁の抽気の有無の違いである。翼毎の前縁衝撃波の違いを明確にするため、第2翼の前縁衝撃波を黄色線でトレースし、他翼の前縁衝撃波の位置に平行移動して記載した。図16(a)(b)の比較により、風洞下壁の多孔面から抽気を行うことにより、下壁面における衝撃波の反射が弱まり、前縁衝撃波の翼列方向の周期性が改善されることが分かる。以下の説明において、ことわり書きなき場合は、風洞下壁面で抽気を行った場合の結果である。

図16(b)を見て分かるように、波形後流板を用いても衝撃波反射防止効果がほとんどなく、第2翼の後縁衝撃波 osst2 は後流板表面で明らかに反射している。後流板における osst2 の入射点近傍を詳しく観察すると、その入射点よりも少し上流側で反射衝撃波が発生していることが分かる。これは、衝撃波による圧力上昇が、後流板上の境界層内部を伝わってさらに上流側にまで及び、衝撃波入射点上流側の境界層排除厚を増大させたことによる結果である。波形後流板の屈曲点(▽で示す)からは、白い膨張扇が発生していることが分かる。衝撃波 osst2 は、後流板屈曲点に上手く入射したものの、衝撃波と境界層の干渉により、反射衝撃波がその上流側で発生することになった。適切な衝撃波反射防止効果を得るには、衝撃波が上手く屈曲点に入射すると同時に、後流板上における境界層の影響を極力排除する必要がある。

Fig. 16 Test results of Schlieren pictures in the wavy solid tailboard cases

次に、多孔壁化した波形後流板の結果を図17に示す。図17の上段と下段の違いは、多孔壁から抽気をしなかった場合と、実際に抽気をした場合の違いである。また、図17の左右の違いは、左側が通常のシュリーレン、右側が焦点位置に3色フィルターを設置したカラーシュリーレンという違いである。

まずは、抽気をしなかった場合の結果について説明する。図17(a)と図16(b)の比較から明らかなように、波形後流板を多孔壁化すれば、抽気をしなくとも反射衝撃波の発生を抑制できることが分かる。これは、後流板が多孔になったことにより、衝撃波入射点における局所的な圧力上昇が緩和され、衝撃波と境界層の干渉が生じにくくなったためと考えられる。第3翼、第4翼の負圧面側の衝撃波反射位置(↓で記載)に着目しても、それぞれ翼弦長の73%および80%位置にあり、多孔のない後流板の結果に比べ(図16(b))、明らかに翼毎の違いが小さい。このように、後流板を多孔の波形形状とすれば、反射衝撃波の発生をかなり抑制できると言える。

しかしながら、図17(b)によると、確かに osst2 の反射は抑えられているものの、後流板上での境界層の発達が目立ち、その排除厚効果によって弱い圧縮波群 osb が発生しているのが見てとれる。その圧縮波群が、第3翼の正圧面側後縁衝撃波 ospt3 の伝播方向に影響を与え、第3翼、第4翼の負圧面側の衝撃波反射位置の違いを生み出した。後流板を多孔にしたことで、衝撃波入射による局所的な圧力上昇は緩和されたが、後流板上の平均的な境界層の発達は助長されたため、弱い圧縮波の発生を促したと考えている。このことが、弱い反射波の発生や、衝撃波反射位置の微妙な違いとなって現れた。

次に、多孔壁から抽気を行った場合の結果を説明する。図 17 (c)に示されるように、抽気を行うことにより、第 2 翼の後縁衝撃波 $osst2$ の反射はさらに抑制されることが分かる。その反射波が弱いことは、図 17 (d)のカラーシュリーレンの図からも明らかである。しかも、翼列出口における色合い変化の周期性(破線で囲んだ領域)も、改善していることが分かる。また、圧力面側の後縁衝撃波 $ospt2$, $ospt3$ は、ともに下流翼の翼弦長 80%位置で反射されている。さらに、後流板上における境界層の発達や、それによる圧縮波の発生も観察されない。本後流板は、衝撃波の反射を適切に抑制し、翼列方向の流れの周期性を改善させることに繋がった。

以上の結果から、無限翼列解析から抽出した後流形状を後流板形状とし、多孔壁化して僅かに抽気することで、入射してきた衝撃波の反射を効果的に抑制可能と結論づけた。この衝撃波反射防止策は、後流板の形状を流出条件に併せて修正する必要があるものの、有限な翼列試験で無限翼列に近い流れ場を再現できる手段として有効である。

Fig. 17 Schlieren pictures in the wavy porous tailboard cases

6. 結 言

超音速流入・流出タービン翼列の始動特性を確認するため、シュリーレン法による流れ場の可視化試験を行った。また、直線翼列試験において、翼列方向に周期性の良い流れ場を得ることを目標に、風洞壁面に衝撃波反射防止策を施した。それにより、以下の結論を得た。

- (i) 風洞壁面境界層の排除厚による風洞不始動を回避するため、主流マッハ数に影響を与えない範囲の翼列部上流から、境界層流れをバイパスさせるバイパス流路を風洞供試部に設置した。それにより、測定部の全域が超音速となり、供試翼列が想定通り始動することを確認した。翼型設計に用いた設計手法は、設計マッハ数における始動性能という観点としては妥当である。
- (ii) 翼列から生じる衝撃波の後流板上での反射を抑制するため、無限翼列解析から抽出した波形状の後流形状を翼列後流板の表面形状とし、その表面を多孔壁面化して境界層流れを抽気した。これにより、後流板に入射する衝撃波の反射を効果的に抑制できることが判明した。このとき、翼の負圧面における衝撃波反射点から判断した翼列方向の周期性は良好であり、本衝撃波反射防止策は無限翼列に近い流れ場を得る手段として有効である。

文 献

- (1) 福田寿士, 大山宏治, 宮脇俊裕, 森一石, 角屋好邦, 平川裕一, “蒸気タービン超長大最終翼群 3600rpm-50IN/3000rpm-60IN の開発”, 三菱重工技報, Vol. 45, No. 2 (2009), pp.1-7.
 - (2) Senoo, S., Ono, H., Shibata, T., Nakano, S., Yamashita, Y., Asai, K., Sakakibara, K., Yoda, H. and Kudo, T., “Development of Titanium 3600rpm-50inch and 3000rpm-60inch Last Stage Blades for Steam Turbines,” *Proceedings of IGTC 2011*, IGTC2011-0249 (2011), pp. 1-8.
 - (3) Stüer, H., Truckenmüller, F., Borthwick, D. and Denton, J. D., “Aerodynamic Concept for Very Large Steam Turbine Last Stages”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005*, GT2005- 68746 (2005), pp.1-15.
 - (4) Senoo, S., “Development of Design Method for Supersonic Turbine Aerofoils near the Tip of Long Blades in Steam Turbines Part 1: Overall Configuration”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2012*, GT2012-68218 (2012), pp.1-12.
 - (5) 妹尾茂樹, 小野英樹, “蒸気タービン長翼用高反動度型超音速タービン翼列の設計法”, 日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, C-14 (2012), pp. 1-6.
 - (6) Parvizinia, M., Berlich, C., Truckenmüller, F and Stüer, H., “Numerical and Experimental Investigations into the Aerodynamic Performance of a Supersonic Turbine Blade Profile”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004*, GT2004-53823 (2004), pp. 1-10.
 - (7) Youngren, H. and Drela, M., “Viscous/Inviscid Method for Preliminary Design of Transonic Cascades”, AIAA-Paper 91-2364 (1991).
 - (8) Senoo, S., Sakakibara, K., Kudo T., and Shibashita, N., “A Numerical Method for Turbulent Flows in Highly Staggered and Low Solidity Supersonic Turbine Cascades”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2011*, GT2011-45450 (2012), pp.1-12.
 - (9) Gostelow, J. P., *Cascade aerodynamics* (1991), p. 80 , Pergamon press.
 - (10) White, A. J., Young, J. B. and Walters, P. T., “Experimental validation of condensing flow theory for a stationary cascade of steam turbine blades”, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A*, Vol. 354, No. 1704 (1996), pp.59-88.
 - (11) Liepmann, H. W. and Roshko, A., *Elements of Gas dynamics*, (1957), p.346, John Wiley & Sons.
-