回転中のタービン段落内流れの可視化と解析*

(第1報, 動・静翼流れへの衝撃波の影響)

秋葉 雅 史^{*1}, 戸 田 暁 人^{*2}, 宇 野 薫^{*3}

Visualization and Analysis of Supersonic Flow in Rotating Turbine Stage (1st Report, Influence of Shock Wave between Stationary and Moving Blades)

Masashi AKIBA, Akihito TODA and Kaoru UNO

This paper presents visualization and analysis of the unsteady interaction and reflection of shock waves between stationary and moving blades in a rotating turbine. The stroboscope-type Schlieren method in which a reflection mirror is installed at the stationary blade flow path is utilized. The experimental turbine was running at 2 000 rpm with a pressure ratio over 2.5. The periodical interaction and reflection of shock waves caused by the effects of rotating blades were observed clearly by photograph. The locations and deviations are verified from the calculations of the shock waves.

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

1. ま え が き

タービン段落における静翼と動翼との距離は運転中に变化するが, 翼列間のもれを考え, 比較的短く, 静翼出口厚みによるウェークの影響の及ぶ範囲内である。また動翼と静翼との相対位置は回転により变化するため流れの様相も複雑に変化し, 非定常流が発生する。高速, 大容量の計算機の発達により三次元, 遷音速域における, 数値解析が行われ各種の手法⁽¹⁾⁽²⁾が提案されている。

しかし, タービン段落の高圧力比化への要求は大きく, それに伴い, 高圧力比, 超音速の段落が増えてきている。特に圧力速度形の蒸気タービンでは設計点をはずれた運転において容易にその状態が出現する。またドラバル形ノズルを使用した, 調速段や小形タービンでは超音速流れにおける設計が行われている。

この場合, 衝撃波による性能への影響はマクロ的な実験により対応しているが, 反射あるいは干渉による

流れへの影響は見逃すことはできない。静-動翼間の非定常流による, 音速の影響を考えた, 数値解析⁽³⁾や浅底水槽による模型実験⁽⁴⁾が行われている。

実機の小形蒸気タービンを改造し, 静翼流路および静, 動翼間に反射鏡を設置し, ストロボ形シュリーレン法装置により流れの可視化装置を製作した。実験は流体として高压空気をを用い, 圧力比 2.5 以上, 回転数 2 000 rpm で行い, 衝撃波の流れへの影響を確認した。本論文では, 流れの数値解析と衝撃波のみに注目した解析を行うとともに可視化した結果と比較検討を行ったので報告する。

記 号

- A : 断面積 mm^2
- C_q : 流量係数
- C_w : 速度係数
- M : マッハ数
- n : ポリトロプ指数
- p : 圧力 Pa
- s : 静翼のど部の寸法 mm
- t : 静翼ピッチ mm
- α : s/t によって決まる静翼流出角 $^\circ$
- $\Delta\alpha$: α に対する偏向角 $^\circ$

* 平成3年5月16日 第26回ターボ機械講演会において講演, 原稿受付 平成3年6月17日。

^{*1} 正員, 横浜国立大学工学部 (〒240 横浜市保土ヶ谷区常盤台156)。

^{*2} (株)荏原製作所 (〒144 東京都大田区羽田旭町11-1)。

^{*3} 学生員, 横浜国立大学大学院。

- γ : 主流に対する衝撃波のなす角度 $^{\circ}$
 ξ : 摩擦などによる損失係数
 θ : 主流に対する衝撃波による流れの転向角 $^{\circ}$
 x : 等エントロピー指数

添 字

- i : 静翼出口先端の衝撃波
 m : 静翼出口先端の衝撃波の静翼壁面でのマッハ衝撃波
 n : 静翼
 r : 静翼出口先端の衝撃波の静翼壁面での反射衝撃波
 s : 静翼のど部
 0 : 静翼入口前
 1 : 静翼出口先端の衝撃波の直前
 2 : 静翼出口先端の衝撃波の直後
 3 : 反射衝撃波の直後
 4 : マッハ衝撃波の直後

3. 実験装置および方法

3.1 実験装置 作動流体は空気、タンクからコンプレッサによって供給される。途中に減圧弁を設け、タービン入口圧力を調整する。タービンの出力はエディックダイナモメータ(吸収容量 73.5 kW)によって吸収させ、回転数はダイナモメータによってコントロールした。

使用したタービンは単段衝動タービンで、その主要目は表1に示す。これを蒸気タービンとして用いたとき、入口蒸気圧力、温度の最大値は 4.1 MPa, 400°C であり、最大の連続回転速度は 4 000 rpm である。静翼

翼列は部分送込であり、シュリーレン法装置によって可視化できるように平面翼列となっている。また、静翼と動翼の間も可視化できるように、羽根車を加工し、反射鏡を置いた。

3.2 ストロボ形シュリーレン法装置 発光時間の非常に短い(3 μ s)ストロボを用いた反射式のシュリーレン法装置を考案した。光学系の概略図を図1に、計測部の説明図を図2に示す。

ストロボから発光した光はピンホールで集光させ、全反射鏡、半透明鏡を通過し、シュリーレンレンズによって平行光線が得られる。レンズを通った光は静翼通路にある反射鏡-1および静-動翼間の反射鏡-2で反射し、レンズに戻り、半透明鏡からカラーフィルタに到達し、一眼レフカメラで撮影する。

タービン回転数に同期させるため、カップリングにマークをつけ、光電センサで感知させ、デジタルカウンタでストロボの発光周期を調整した。カウンタとストロボの間にリターダ(遅延時間 1~999 999 μ s)を設け、ストロボの発光を遅延させる。

3.3 実験方法 衝撃波の様子が調べられるよう

表 1 試験タービン主要目

	Stationary blade	Moving blade
P. C. D (mm)	—	315.0
Height (mm)	16.0	18.0
Width (mm)	16.3	20.0
Pitch (mm)	20.4	11.2
Number	4	88
Expansion ratio	1.18	—

図 1 光学系概略図

にタービン入口圧力を 0.298 MPa に設定し、回転数は、2 000 rpm にした。リーダの遅れ時間は、動翼が 1 ピッチ分移動したときの静翼内および静-動翼間の現象が同じであったので、動翼 1 ピッチを 6 分割になるように設定した。静翼と動翼のピッチの比がおおよそ 2:1 であるので、静翼側からみれば静翼 1 ピッチを 12 分割したことになる。

カラーシュリーレン写真の撮影はカメラのシャッタ速度をパルプにし、ストロボが発光するのを確認してからシャッタをとじる。

4. 実験結果

図 3 は静翼および静-動翼間のシュリーレン写真で

図 2 計測部概略図

ある。流路内で白い部分はカラー写真では青であり、ここでは膨張している。一方、黒い部分はカラー写真では赤かあるいは黒い部分である。カラー写真で赤い部分では圧縮し、黒い部分は現象が激しすぎたためによるものである。図 4 は図 3(c) のときの様子を示したものである。図 3 で三つの静翼内の現象が違うのは部分送入による影響と思われる。特に左の静翼内の現象が他と異なる。

静-動翼間の半円状の黒いものは動翼先端によるよどみ点であると考えられるので、動翼の位置が確認できる。静翼出口先端から発生する衝撃波が静翼壁面に反射し、動翼が移動すると静翼壁面から反射したものが時々刻々変化しているのがわかる。

一方、静翼出口端の衝撃波は流路に対しほとんど直角をなし、その直後では急激に膨張しているの、この衝撃波はかなり強いものと考えられる。この衝撃波は、動翼がウェークと干渉する位置にあるとき現れないが [図 3(d)~(f)], 動翼が静翼から出た流路の中央付近にあるとき現れる [図 3(a)~(c)]。さらに動翼の位置によって衝撃波のなす角度が変化する。

静翼を単独翼列状態で Dawes コード⁽⁵⁾により数値解析して求めた等密度線図および等マッハ線図を図 5 に示す。このコードでは Navier-Stokes 方程式を Baldwin-Lomax の混合長乱流モデルを用いて解析し

図 3 静翼および静-動翼間のシュリーレン写真

ている。なお、解析に当たって、静翼は全周にあるとし、静翼出口境界条件である静圧は動翼が完全衝動羽根であると仮定して求めた。

図5では静翼出口先端に衝撃波はあるが、静翼出口端にはない。これよりシュリーレン写真で静翼出口端に発生する強い衝撃波は動翼からの影響であることは明らかである。

5. 衝撃波の計算と考察

中央の静翼内の流れに着目し、静翼出口付近および静-動翼間の衝撃波の計算を行う。写真に写っているものはある瞬間における現象であるので、その瞬間においては定常流であると仮定した。

のど部付近の線は静翼の形状によるマッハ波であると考えられる。静翼出口先端の衝撃波が静翼壁面でマッハ反射したと考える。なお、写真ではマッハ衝撃波の層は薄くて確認できなかった。

静翼出口先端の衝撃波直前の状態は次式で得られる。

$$\frac{A_s}{A_1} = \left(\frac{n+1}{2} \right)^{1/(n-1)} \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{1/n} \times \left[\frac{n+1}{n-1} \times \left\{ 1 - \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{(n-1)/n} \right\} \right]^{1/2} \quad (1)$$

$$M_1 = \left[\frac{2}{x-1} \left\{ \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{(n-1)/n} - 1 \right\} \right]^{1/2} \quad (2)$$

静翼入口圧力 p_0 は実験値を用い、静翼出口先端の衝撃波直前における流路の断面積 A_1 は写真より求める。また、ポリトロプ指数 n は静翼の摩擦などによる損失係数 ζ_n を仮定することにより求められる。静翼通路は滑らかであるので損失係数 ζ_n を 0.05 とする。

$$n = \frac{x(1+\zeta_n)}{1+x\zeta_n} \quad (3)$$

次に示すマッハ反射に関する関係式(三衝撃波の理論)を用いることにより、衝撃波の状態がわかる。

$$\theta_i + \theta_r = \theta_m \quad (4)$$

$$p_3 = p_4 \quad (5)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2xM_1^2 \sin^2 \gamma_i - (x-1)}{x+1} \quad (6)$$

図4 シュリーレン写真説明図 [図3(c)に対応]

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{2xM_2^2 \sin^2(\gamma_r + |\theta_i|) - (x-1)}{x+1} \quad (7)$$

$$\frac{p_4}{p_1} = \frac{2xM_1^2 \sin^2(\gamma_m) - (x-1)}{x+1} \quad (8)$$

$$M_2 = \left[\frac{1}{\sin^2(\gamma_i - |\theta_i|)} \times \frac{(x-1)M_1^2 \sin^2 \gamma_i + 2}{2xM_1^2 \sin^2 \gamma_i - (x-1)} \right]^{1/2} \quad (9)$$

$$M_3 = \left[\frac{1}{\sin^2(\gamma_r + |\theta_i| - |\theta_r|)} \times \frac{(x-1)M_2^2 \sin^2(\gamma_r + |\theta_i|) + 2}{2xM_2^2 \sin^2(\gamma_r + |\theta_i|) - (x-1)} \right]^{1/2} \quad (10)$$

$$-\tan \theta_i = \frac{(p_2/p_1) - 1}{1 + xM_1^2 - (p_2/p_1)} \times \left[\frac{2xM_1^2 - (x-1) - \frac{p_2}{p_1}}{\frac{p_2}{p_1} + \frac{(x-1)}{x+1}} \right]^{1/2} \quad (11)$$

$$\tan \theta_r = \frac{(p_3/p_2) - 1}{1 + xM_2^2 - (p_3/p_2)} \times \left[\frac{2xM_2^2 - (x-1) - \frac{p_3}{p_2}}{\frac{p_3}{p_2} + \frac{(x-1)}{x+1}} \right]^{1/2} \quad (12)$$

$$-\tan \theta_m = \frac{(p_4/p_1) - 1}{1 + xM_1^2 - (p_4/p_1)} \times \left[\frac{2xM_1^2 - (x-1) - \frac{p_4}{p_1}}{\frac{p_4}{p_1} + \frac{(x-1)}{x+1}} \right]^{1/2} \quad (13)$$

なお、静翼出口先端の衝撃波のなす角度 γ_i はシュリーレン写真より求めた。図3(c)の場合について計算したものを図6に示し、計算結果も追加する。静翼出口付近の衝撃波の様子は写真と一致した。

(a) 等密度線図

(b) 等マッハ線図

図5 静翼の数値解析結果

図6 衝撃波の解析結果

静翼出口先端に発生する衝撃波の直後のマッハ数 M_2 が 1.30 であるので、この衝撃波は弱い衝撃波である。また、静翼壁面から反射した衝撃波の直後では衝撃波による流れの偏向角が 0° であることにより、この衝撃波はマッハ波である。さらに、主流が静翼壁面に偏向(偏向角が負)していることがわかった。一般に偏向角は静翼のど部と静翼出口後方における連続の式を用いると、次のような関係がある。ただし、 C_{qn} は流量係数であり、 C_{wn} は速度係数である。

$$\sin(\alpha_n + \Delta\alpha_n) = \frac{C_{qn}}{C_{wn}} \frac{s}{t} \dots\dots\dots (14)$$

静翼内に衝撃波が発生したために流量係数 C_{qn} が小さくなり、偏向角が負になったと思われる。

静翼出口端で移動している強い衝撃波について考える。この強い衝撃波は Giles⁽³⁾ によると、静翼後縁の衝撃波が動翼に反射したと考えているが、今回の実験では動翼ピッチが静翼ピッチと比較して小さかったために確認できなかった。一方、空気の流れについて考え

ると、静翼の後に動翼がありそのために流路が急に狭くなり衝撃波が発生したとも考えられる。

動翼先端に現れる圧縮波は動翼入口の相対マッハ数が 1 よりも大きければ、動翼先端の形状から離脱衝撃波と考えられる。しかし、静翼出口端の衝撃波がほとんど垂直衝撃波であると考えられるので、この直後ではマッハ数が 1 よりも小さいことが予想される。これよりこの圧縮波が流れの乱れから発生したとも考えられる。

6. あとがき

回転中のタービン段落の超音速流れの可視化を行い、静翼-動翼間の衝撃波の挙動を観察した。その結果、静翼出口端に発生する衝撃波の動翼からの影響と、動翼先端に発生する離脱衝撃波が静翼の流れに影響を与えていることを確認した。

現在、動翼流路内と出口部に反射鏡を取付けるべく製作中である。それにより動翼内部の流れと、衝撃波の反射と干渉がより明確になると思われる。

今後、圧力比、回転数、翼列間距離および次の翼列に及ぼす影響なども調べる予定である。

文 献

- (1) Koya, M. and Kotake, S., Numerical Analysis of Fully Three-dimensional Periodic Flows through a Turbine Stage, *Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbines Power*, 107-4(1985), 945.
- (2) 難波・利光・李, 二重線形理論による亜音速環状翼列の非定常空気力解析, 機構論, No. 88-1421 A. (1988).
- (3) Giles, M. B. Stator/Rotor Interaction in a Transonic Turbine, *AIAA Paper*, 88-3093(1988).
- (4) 菊地・西山・小林, 圧縮性流れにおける静・動翼列間の干渉に基づく圧力波動, ターボ機械, 17-12(1989), 772.
- (5) W. N. Dawes, Development of a 3D Navier Stokes Solver for Application to all Types of Turbomachinery, *ASME Paper*, 88-GT-70(1988).