20605 超高負荷直線タービン翼列内の流れに関する研究

- 入射角および翼端間隙の影響 -

Investigation of Flow in Ultra-Highly Loaded Linear Turbine Cascade

- Effects of Incidence Angle and Tip-Clearance -

○学 石井 公二 (法大院) 橘 伸治 (法大) 正 辻田 星歩 (法大)

Koji ISHII, Hosei University, 3-7-2, Kajino-cho, Koganei-shi, Tokyo

Shinji TACHIBANA, Hosei University

Hoshio TSUJITA, Hosei University

An increase of turbine blade loading resulting in the downsizing and the decrease of weight of gas turbines can be achieved by the increase of blade turning angle. However, the aerodynamic performance of turbine cascade may be significantly deteriorated by the strengthened secondary flow. In this study, the oil-flow visualization and the blade surface static pressure measurements were performed for ultra-highly loaded linear turbine cascade with the turning angle of 160 degree in order to clarify the effects of the incidence angle and the tip-clearance on the secondary flow behavior. The present experimental results showed that the increase of incidence angle strengthens the horseshoe vortex and passage vortex, but not so influences the behavior of leakage vortex.

Key Words: Ultra-Highly Loaded Linear Turbine Cascade, Incidence Angle, Tip-Clearance

1. 結論

軸流タービンの性能向上方法の一つとして、転向角の増加によるタービン翼の超高負荷化がある。高負荷化は翼枚数やタービン段数の削減を可能とするが、翼間圧力勾配の増大を伴うため二次流れが増強する。その結果、損失が増加し翼列性能が著しく低下する可能性がある。したがって、損失の増加を抑え高負荷化を実現するには、タービン翼の転向角の増加が翼列内の二次流れおよび損失生成に及ぼす影響を明らかにする必要がある。

本研究では、転向角 160° を有する超高負荷直線タービン翼列に対して、入射角および翼端間隙の存在が翼列内の二次流れの挙動に及ぼす影響について、油膜法による可視化実験および翼面静圧測定により明らかにした。

2. 供試翼形状および試験装置

本研究で用いた供試翼形状を図 1 に、翼列の主な仕様を表 1 に、また試験装置の概略図を図 2 に示す。供試翼はスパン方向に翼断面形状が異なる二次元翼である。また、Tip 側に厚さ 2mm のスペーサーを着脱することで翼端間隙を設定した。したがって、翼端間隙が存在する場合のその高さは、翼高さ H の 2% である。試験装置は吸込み型風洞で、翼列軸方向と入口案内板がなす角度 β_i を流入角、翼列軸方向と出口案内板がなす角度 β_o を流出角とした。 β_i および β_o は任意の角度に設定可能な構造となっている。

3. 実験方法

3.1 実験条件

本研究では入口案内板の角度 β_i を変化させることにより、表 2 に示す値に入射角を変化させて実験を行った。また、入射角の変化に伴い翼列上流側の案内板間の流路幅が変化するため、すべての入射角において流量が同一になるように入流速を設定した。出口案内板の角度 β_o は設計入射角における自然流出角 83.5° に設定した⁽¹⁾。また、すべての入射角において軸方向翼弦長と翼列下流における流速から算出したレイノルズ数は約 2.5×10^5 である。

3.2 油膜法による可視化実験

固体壁面上の流跡線の可視化に用いた油膜は二酸化チタン、流動パラフィン、オレイン酸を配合して生成した。この油膜を図 2 に示す測定領域内の翼表面と Endwall(以下 EW) に均一に塗布し、送風機を約 1 時間運転した後、形成された油膜のパターンをデジタルカメラにより記録した。

Fig.1 Test blades

Table 1 Major specifications of cascade

Number of blades	8
Chord length C (mm)	80
Axial chord C_a (mm)	68.5
Blade span H (mm)	100(98)
Blade pitch S (mm)	114.28
Inlet metal angle α_1 (deg.)	80
Outlet metal angle α_2 (deg.)	80

Fig.2 Test wind tunnel

Fig.3 Static pressure taps on blade surface

Incidence angle i (deg.)	Flow velocity V_{in} (m/s)
-2.0°	29.23
0.0°	35.00
+3.0°	49.90

3.3 翼面静圧測定

翼面静圧測定用の翼を図 3 に示す。同翼には直径 0.5mm の静圧孔が翼面上に 25 点、翼面に垂直にあげられている。同翼を図 2 に示す測定領域内に取り付けて翼面静圧の測定を行った。翼面静圧の評価は次式で定義される翼面静圧係数 C_{ps} で行った。

$$C_{ps} = \frac{p_s}{p_a} \quad (1)$$

ここで、 p_s は翼面静圧(ゲージ圧)、 p_a は大気圧である。

4. 実験結果および考察

4.1 入射角の影響

翼端間隙無しの場合の Hub 側 EW 上と負圧面後半部の各入射角に対する油膜法による可視化結果を図 4 と図 5 にそれぞれ示す。なお図中の LE は前縁、TE は後縁、PS は圧力面、SS は負圧面を示している。また翼端間隙無しの場合の各入射角に対する Midspan(以下 MS)近傍における翼面静圧係数 C_{ps} の軸方向分布を図 6 に示す。図中の Z/C_{ax} は軸方向無次元距離であり、0.0 が前縁、1.0 が後縁に対応している。

EW 上の流跡線より $i = 0.0^\circ$ において翼前縁付近から隣接翼負圧面に向かう馬蹄形渦のはく離線が確認できる(図 4(b))。さらに、そのはく離線は下流へ向かうにしたがって、馬蹄形渦の下流で発達した端壁境界層により形成される流路渦のはく離線へとつながり、負圧面上を MS へ向かって伸びて行くことが確認できる(図 5(b))。入射角の増加に伴い、翼面負荷が増加しており(図 6)、馬蹄形渦のはく離線が負圧面に交差する角度が増加している(図 4)。さらに、馬蹄形渦および流路渦のはく離線の MS への移動距離も増加している(図 5)。これは入射角の増加に伴う翼面負荷の増加に加えて、翼間流路入口付近における一翼間流路あたりの流路幅の拡大率が增加するため、同領域における減速率が増加し、EW 上の境界層が発達することで馬蹄形渦および流路渦が増強されたためであると考えられる。

4.2 翼端間隙の影響

翼端間隙が存在する場合の翼先端面、Tip 側 EW 上、負圧面後半部の各入射角に対する油膜法による可視化結果を図 7、図 8 および図 9 にそれぞれ示す。また、図 8 中の赤線は同領域における供試翼列の輪郭線を示している。

入射角 i の増加に伴い、翼端間隙内前半部では流れ角が増加しているが、後半部においてはほぼ同じ流れ角になっている(図 7,8)。その結果、漏れ流れの翼端間隙への流入領域は、 $i = -2.0^\circ$ では圧力面から負圧面前半部に渡って存在しているが、 i の増加に伴い圧力面側からの流入が支配的となっていることが分かる。また、漏れ流れの流出領域は i による影響は殆ど無く負圧面後半部に位置しており、これは i とは無関係に負圧面後半部($Z/C_{ax} \approx 0.5 \sim 0.8$)に存在する低圧領域へ、間隙内の漏れ流れが向かうためと考えられる(図 6)。流入領域の翼端面角部に沿って、はく離泡の存在を示すはく離線と再付着線が確認できる(図 7)。また、 i の増加に伴い Tip 側 EW 上にも圧力面側の流入領域に沿ってのはく離線が現れている(図 8)。この現象は i の増加に伴い圧力面から流入する漏れ流れが強くなり、翼端面角部のはく離泡が拡大することを示していると考えられる。Tip 側 EW 上に現れている漏れ渦のはく離線の挙動に対する i の影響については(図 8)、漏れ渦の開始位置および負圧面から離脱する距離についてもあまり変化は見られない。また、負圧面後縁部の Tip 側に漏れ渦の流跡線が僅かに確認できるが(図 9)、 i の影響はあまり見られない。この原因としては、先に述べたように i の増加に伴い、間隙内への流入領域は縮小するが流入する漏れ流れが強くなり、結果的に流出領域における漏れ流れの強さが i の変化にあまり影響を受けなかったためと考えられる。

Fig.4 Oil-flow visualization on endwall without tip-clearance

Fig.5 Oil-flow visualization on suction surface without tip-clearance

Fig.6 Blade surface static pressure without tip-clearance (MS)

Fig.7 Oil-flow visualization on blade tip surface

Fig.8 Oil-flow visualization on tip-side endwall

Fig.9 Oil-flow visualization on suction surface with tip-clearance

5. 結論

本研究により以下の結論を得た。

- (1) 超高負荷直線タービン翼列において、入射角の変化および翼端間隙の存在が翼列内の二次流れの挙動に及ぼす影響を実験により明らかにした。
- (2) 入射角の増加は負荷の増加に加えて、翼間流路入口における一翼間流路あたりの流路幅の拡大率を増加させ、同領域における EW 上の境界層を発達させることで馬蹄形渦および流路渦を増強する。
- (3) 入射角の増加は、漏れ流れの翼端間隙内への流入領域を縮小するが、流入する漏れ流れを強くするため、漏れ渦の挙動にはあまり影響を与えない。

参考文献

- (1) 江藤, 朝賀, 辻田, 水木, 山本, 日本機械学会東北支部第 40 期総会・講演会講演論文集, No.051-1,(2005-3),pp.12-13.