

低圧タービンの低負荷運転における流動特性の数値解析と実験的検証*

増 沢 近 統^{*1}, 足 立 武 司^{*1}
渡 辺 英 一 郎^{*2}, 石 田 正 弘^{*3}

Computational Analysis and Experimental Verification of Reverse Flow in a Low Pressure Steam Turbine under the Low Load Operation

Chikamune MASUZAWA^{*4}, Takeshi ADACHI,
Eiichiro WATANABE and Masahiro ISHIDA

^{*4} Mitsubishi Heavy Industries, LTD., Nagasaki Research and Development Center,
Fukahori 5-717-1, Nagasaki City, Nagasaki, 851-0392 Japan

The three-dimensional flow behavior in a low pressure steam turbine under the low load operation was analyzed numerically by applying the Modified FLIC (Fluid In Cell) method to the quasi three-dimensional flow computation. And it was also measured by using the five-hole Pitot probe in the scale-model turbine with the last stage. By comparing the calculated flow angles with the measured ones at the inlet and exit of the rotor, it is shown that the present computation method is a useful skill to predict an occurrence of the reverse flow in the last stage under the low load operation. Both calculated and experimental results show that the reverse flow occurs at the root of the rotor, if the axial exhaust Mach number becomes smaller than 0.3 even though the stator works well.

Key Words: Numerical Analysis, Three-Dimensional Flow, Cascade, Separation, Steam Turbine

1. 緒 言

蒸気タービンプラントの高効率化や単機出力の増大、低圧車室数の低減、単車室タービンの大容量化、過酷運転に対する運転性の改善等を図る上で、低圧最終翼は極めて重要な役割を担っている⁽¹⁾。一方、近年の電力需要では昼夜、季節間の較差が増大しているため、原子力発電のベースロード運用と相まって大容量火力機においても運用の柔軟性が図られており、DSS(Daily Start-up and Shut-down) 運転や夜間での低負荷運転が頻繁に行われている⁽²⁾。

低負荷運転では通常の定格負荷運転の場合と大いに異なり、低圧最終翼は逆流や剥離を伴った複雑な流動状況で作動しており、このため流れの不安定性に起因する失速フラッタやランダム振動が発生し、翼に過大な振動応力を生じる恐れがある⁽³⁾。これを防止するために翼プロファイルやスタブ、シュラウドなどの翼体格設計には細心の注意を払い、耐振強度を確保すること

が不可欠となっている。

定格負荷運転における低圧最終翼の二次元遷音速流れについては、乱流解析を行い衝撃波と境界層の干渉および翼列損失を算定して実験結果と良い一致を得ている例⁽⁴⁾など数値解析の例は多い。

一方、低負荷運転における最終翼の振動応力や流動現象について、試験タービンでの実測例^{(2),(5)}は幾つかあるが、詳細な流動状況を把握しているとは言えず、また、長大な最終翼の三次元段落流れ解析については、十分な格子点を取ると膨大な計算コストがかかるため、現状では十分な計算が行われていない。

本研究では、低負荷運転時に発生する逆流を伴う流動状況を予測するため、準三次元非粘性流れ解析法を展開し、さらに実機のスケール・モデルタービンを用いた実負荷試験による計測結果と比較した。数値計算には実用的な変形 FLIC 法⁽⁶⁾を適用し、また、三次元翼形状に適合した翼力を与えることによって、計測結果と良く一致する計算結果が得られた。このことから、本研究において提案する準三次元流れ解析法が極めて有用であることを示す。

* 原稿受付 2000年1月11日。

^{*1} 正員,三菱重工業(株)長崎研究所 (☎ 851-0392 長崎市深堀町5-717-1)。

^{*2} 三菱重工業(株)高砂製作所 (☎ 676-8686 高砂市荒井町新浜2-1-1)。

^{*3} 正員,長崎大学工学部 (☎ 852-8131 長崎市文教町1-14)。

E-mail: masuzawa@ngsrdc.mhi.co.jp

2. 主な記号

- b : 周方向の翼間有効通路幅
- C_v : 定積比熱
- E : 回転座標系のロータリピから圧力項を差し引いた値

$$E = C_v T + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2 - 2\omega r w)$$

- f_x, f_r, f_θ : 翼力の軸方向, 半径方向, 周方向の各成分
- Ma : 排気流出マッハ数の軸方向成分
- p : 圧力
- R : 気体定数
- T : 温度
- t : 時間
- u, v, w : 絶対速度の軸方向, 半径方向, 周方向の各成分
- x, r, θ : 軸方向, 半径方向, 周方向座標
- ρ : 密度
- ω : 回転角速度

3. 数値解析法

3.1 基礎式 準三次元の非粘性圧縮性流体の基礎式を円筒座標系で表わすと次のようになる。

$$\frac{\partial Fb}{\partial t} + \frac{\partial Fbu}{\partial x} + \frac{\partial Fbrv}{r\partial r} = -Q + Rb \quad (1)$$

ここで

$$F = \{ \rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E \}$$

$$Q = \left\{ 0, b \frac{\partial p}{\partial x}, b \frac{\partial p}{\partial r}, 0, \frac{\partial}{\partial x}(bup) + \frac{\partial}{\partial r}(brvp) \right\}$$

$$R = \left\{ 0, \rho f_x, \rho \frac{w^2}{r} + \rho f_r, -\frac{\rho vw}{r} + \rho f_\theta, 0 \right\}$$

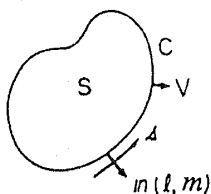
$$\text{状態方程式: } p = \rho RT \quad (2)$$

領域内において任意に描いた閉曲線 C 内の面積 S について、式(1)を面積々分し発散定理を用いて整理すると次式を得る。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_S F b r dx dr + \int_C F V b r ds = - \int_C Q b r ds + \int_S R b r dx dr \quad (3)$$

$$V = u\ell + vm$$

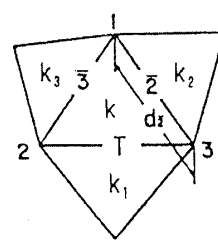
ここで、 (ℓ, m) は閉曲線 C における外向き法線 n の方向余弦、 V は n 方向の速度成分とする。



式(3)の記号

3.2 差分法 準三次元流れ解析に当たり、二次元流れ解析ですでに実用されている変形 FLIC 法⁽⁶⁾

を適用するため、子午面領域を右図に示すような三角形要素に分割し、その中の任意の要素 k とそれに隣接する要素 (k_1, k_2, k_3) を取り出し記号を定める。ここで、 i, \bar{i} ($i = 1, 2, 3$) は三角形の頂点およびその辺を意味する。FLIC



三角形要素の記号

C法においては時間微分に関して、2ステップの前進差分表示を用いる。

3.2.1 ステップ1 式(3)の左辺輸送項を無視して時刻 $t = n \delta t$ における諸量から要素 k での $F(\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)$ の中間的な値 $\tilde{F}_k^{(n)}$ を求める。

$$\tilde{F}_k^{(n)} = F_k^{(n)} - \frac{\delta t}{S_k} \sum_{i=1}^3 Q_i^{(n)} d_i + \delta t R_k^{(n)} \quad (4)$$

ここで

$$Q_i^{(n)} = \left\{ 0, (p_i - p_k) \ell_i, (p_i - p_k) m_i, 0, p_i V_i \right\}$$

$$R_k^{(n)} = \left\{ 0, \rho_k f_{xk}, \rho_k \frac{w_k^2}{r_k} + \rho_k f_{rk}, -\frac{\rho_k v_k w_k}{r_k} + \rho_k f_{\theta k}, 0 \right\}$$

ここで、サフィックス \bar{i} は辺 \bar{i} 上の値であることを意味し、 S_k, d_i はそれぞれ三角形要素 k の面積および辺 \bar{i} の長さを回転軸まわりに展開した体積および面積を表わす。

3.2.2 ステップ2 式(4)で得られる中間的な値 $\tilde{F}_k^{(n)}$ が要素 k の境界を通じて流入、流出すると考えて、保存則式(3)から新たな時刻 $t = (n+1) \delta t$ における密度、速度、エネルギー $F_k^{(n+1)}$ を求める。

$$F_k^{(n+1)} = \tilde{F}_k^{(n)} - \frac{\delta t}{S_k} \sum_{i=1}^3 \left\{ T_i \tilde{F}_{ki}^{(n)} + (1 - T_i) \tilde{F}_k^{(n)} \right\} \tilde{V}_{ki}^{(n)} d_i \quad (5)$$

ここで

$$T_i = \begin{cases} 1 & \cdots \tilde{V}_{ki} < 0 & \text{辺 } \bar{i} \text{ を通して流入} \\ 0 & \cdots \tilde{V}_{ki} > 0 & \text{辺 } \bar{i} \text{ を通して流出} \end{cases}$$

以上が変形 FLIC 法の概要である。FLIC 法の特徴は式(5)にあり、差分化によって生じる打ち切り誤差が擬似粘性効果として作用し、計算上の不安定を抑制する効果があるため、比較的軽い計算負荷で準三次元流れ解析が可能である。

3.3 翼列内での計算法 準三次元流れ解析では、翼列内のピッチ方向に変化する流れをピッチ間平均流面内の流れで代表する。平均流面が翼の平均反り面に

一致するものと仮定すると、翼列入口では幾何学的流入角に、出口では幾何学的流出角にそれぞれ一致する。あらかじめ翼の平均反り面 $\Theta(x, r)$ を与えると、ピッチ間の平均流面に沿う絶対速度の周方向成分 \hat{w} は次式で表される。

$$\hat{w} = u \left(\frac{\partial \Theta}{\partial x} \right) + v \left(\frac{\partial \Theta}{\partial r} \right) + \omega r \quad (6)$$

ここで、式(5)で得られた周方向速度成分 $w^{(n+1)}$ が式(6)を満足するように、次のような計算を行っている。

まず、式(1)の周方向運動方程式を整理すると、翼力のモーメントは角運動量の変化に等しいという周知の次式が得られる。

$$r f_{\theta} = \frac{d(rw)}{dt} \quad (7)$$

(7)式を援用すると、時刻 $t = (n+1) \delta t$ における翼力 $f_{\theta}^{(n+1)}$ を近似的に次のように表すことができる。

$$f_{\theta}^{(n+1)} = f_{\theta}^{(n)} + \frac{\hat{w} - w^{(n+1)}}{\delta t} \Omega \quad (8)$$

ここで、 Ω は収束計算上のダンピング係数である。また、翼力の軸方向および半径方向成分はそれぞれ次式で与えられる。

$$f_x = f_{\theta} \frac{\partial \Theta}{\partial x}, \quad f_r = f_{\theta} \frac{\partial \Theta}{\partial r} \quad (9)$$

このように、翼列内の平均流面をあらかじめ幾何学的に規定することにより、周方向速度成分および翼力を求めることができる。

3.4 境界条件 計算の境界条件は、入口で密度、温度、流速を与え、出口では圧力を与え、その他の諸量は自由流出とする。また、内壁および外壁は滑り流として取り扱い、鏡像の条件を用いる。すなわち、内、外壁の外部領域に対称な流れを仮定し、壁面の法線速度成分のみ逆符号で、他の諸量は計算領域内の要素と等しく与える。なお、本計算ではスケール・モデルタービン試験において計測された入口、出口での諸量を境界条件として与えている。すなわち、入口では初段静翼入口の壁圧、温度計測値および排気流量計測値に基づき、密度、温度、速度（軸方向成分のみ考慮）を半径方向に一定として与え、出口では最終段動翼出口の内壁と外壁における壁圧計測値を単純に算術平均した値を半径方向に一定な静圧として与えている。

4. タービン試験

4.1 試験装置 図1, 2, 3にそれぞれ本試験に用いたタービンの断面図、ローター写真および最終動翼を示す。本タービンは典型的な大型火力タービ

ンの低圧最終2段のスケールモデルであり、ボス比が小さく、子午面通路がタービン軸方向に大きく拡大している点に特徴がある。また、動翼の根元側は翼幅が広く反りも大きく、一方、その先端側は反りがほとんどない薄翼のプロファイルで形成されており、高さ方向に大きくねじれている。表1に最終翼の主要目を示す。

工場用ボイラーから供給された高圧高温の蒸気は、減圧・減温装置により所定の低圧、低温蒸気となって試験タービンに導入される。試験タービンを通じた蒸気は復水器へ導かれ、復水となって排出される。通常の負荷運転試験の場合、試験タービンは発生出力を水動力計で吸収しつつ、所定の回転数で回転するように制御される。しかし、低負荷運転の場合には、試験タービン最終翼による空転損失が大きく自立運転ができないので、水動力計の代わりに同軸に別途配置した高圧タービンにより駆動、制御される。

Table 1 Specifications of Rotating Blade

Rotating Speed (rpm)	7000
Blade Height (mm)	437
Hub / Tip ratio	0.467
Blade Tip Speed (m/s)	598

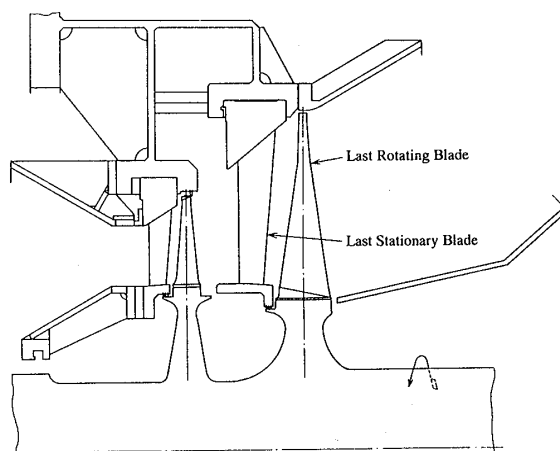


Fig.1 Meridional Section of Scale Model Turbine

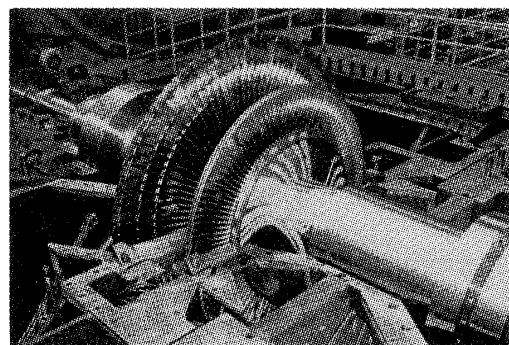


Fig.2 View of Model Turbine Rotor

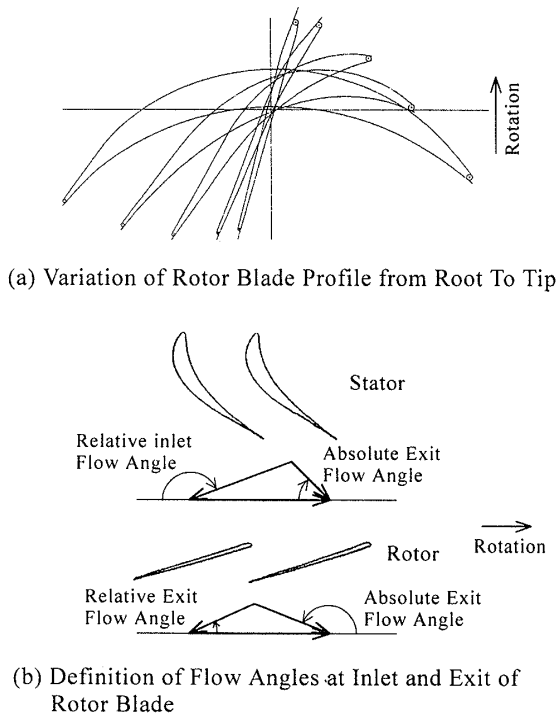


Fig.3 Last Stage Rotor Blade Profile and Flow Angle

4.2 計測方法 最終段の静翼の入口、出口および動翼の出口において、5孔ピトープローブを翼高さ方向にトラバースし、圧力および流速分布をそれぞれ計測した。図6にトラバース断面を示す。実験は完全ガスに近い乾き蒸気域で実施した。なお、これらピトープローブの流動特性はあらかじめ風洞により検定している。

5. 数値計算と試験結果との比較

最終翼の運転範囲を排気圧力とローディングで図4に示す。なお、ローディングは最終翼から排気される流量を最終翼の環状面積で除した値で定義し、また、排気圧力は真空度で表しており、例えば、真空度722mmHgは絶対圧力で38mmHg(5.1 kpa)に相当する。 Ma は排気の流出マッハ数の軸方向成分を表す。本研究が対象とする運転範囲は $Ma=0.3$ 以下の低マッハ数の領域である。表2に計算と試験条件を示す。なお、通常の定格負荷運転では、 $Ma=0.6\sim 0.9$ である。

5.1 子午面フローパターン 表2に示した二つの場合について、速度ベクトルの子午面内成分の計算結果を図5に示す。これらのフローパターンの特徴は、いずれの場合も最終動翼の根元側に逆流が発生していることにある。 $Ma=0.22$ の低負荷の場合、最終動翼内部の根元側で局所的に逆流が発生しているが、逆

Table 2 Calculated & Tested Conditions

	Case A	Case B
Loading (kg/h/m^2)	11,500	3,900
Exhaust Pressure (mmHg Vac.)	725	720
Mach No.	0.22	0.07

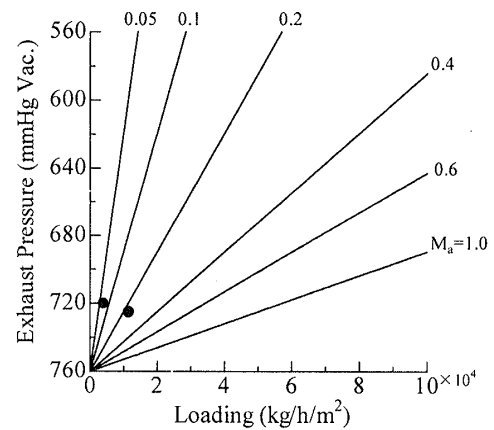
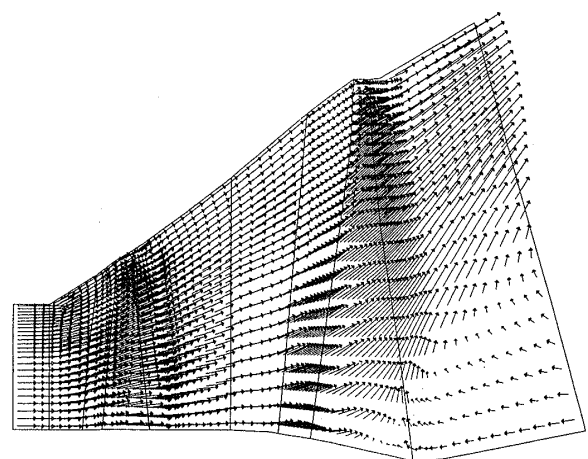
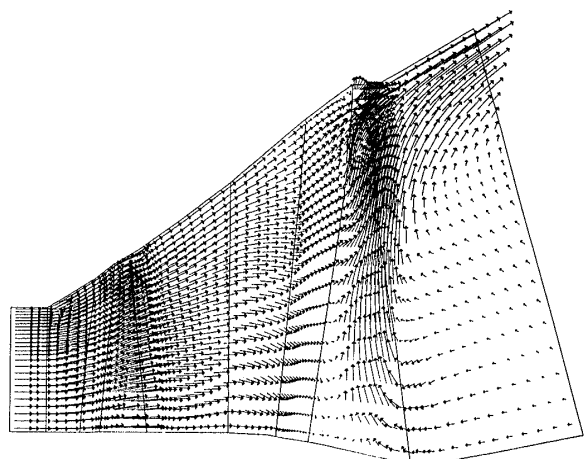


Fig.4 Operating Condition of the Last Stage Rotor



(a) Case A ($Ma=0.22$)



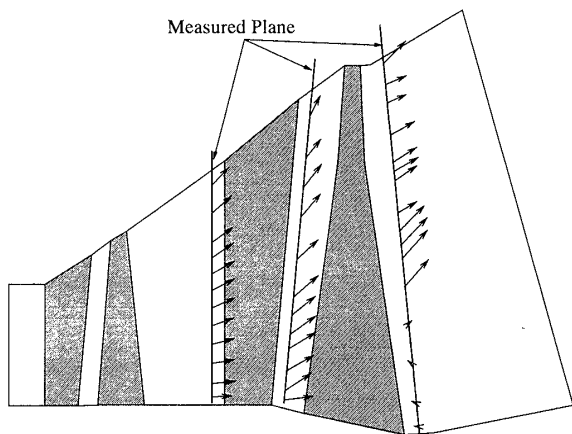
(b) Case B ($Ma=0.07$)

Fig.5 Calculated Meridional Velocity Distribution

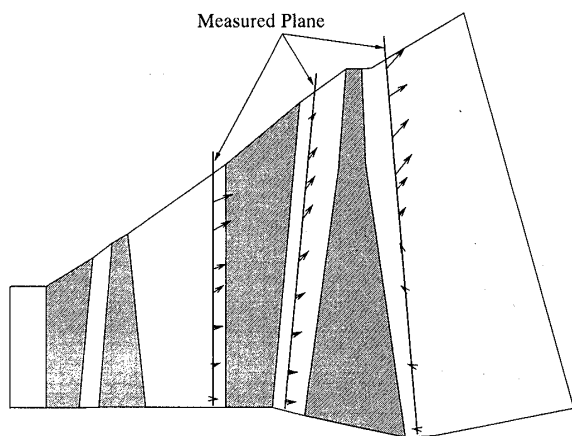
流域が狭いため翼高さ方向の速度分布に及ぼす影響は大きくなく、動翼の大部分は有効に作用している。一方、極めて低い負荷運転に相当する $Ma=0.07$ の場合、翼根元側に存在する逆流域は翼高さの約 52%にも達し、逆流の影響は翼先端近くまで及んでおり、翼先端側への著しい偏流を引き起こしている。

この逆流の発生原因として、タービンの負荷を下げた場合に最終翼を通過する蒸気の体積流量が減少することに伴って、動翼の入口と出口の圧力差が著しく小さくなること、また、動翼出口の周方向速度の増大に基づく過大な遠心力により半径方向流れが誘起されることなどが考えられる。図 5 (b) に示すように、極低負荷の場合、動翼入口の翼先端側で軸流速度が極端に小さくなって、動翼内部においては翼先端側への半径流れが支配的になり、上流に位置する静翼からの流入が阻害されている。本計算結果によれば、動翼入口でのフローパターンにおいて死水域と見なせるような領域が発生し著しい偏流が生じているが、明確な逆流を確認するには至っていない。

図 6 はピトープローブにより計測された速度分布を



(a) Case A ($Ma=0.22$)



(b) Case B ($Ma=0.07$)

Fig.6 Measured Meridional Velocity Distribution

示す。 $Ma=0.22$ および 0.07 のいずれの場合も、動翼出口の計測断面での逆流域の高さおよびフローパターンの特徴は図 5 に示した計算結果にそれぞれ良く一致している。しかし、動翼入口ではピトープローブによるトラバース計測が不可能であったため、計算で予測されたような動翼入口翼先端側における特異なフローパターンは確認できなかった。

5.2 動翼出口における流れ

図 7 は最終動翼出口の断面での単位面積当たりの局所質量流量 (kg/s/m^2) を計算値と実測値で示したものである。なお、負の質量流量は逆流が発生している領域を示す。計算値は実測値とほぼ一致しており、 $Ma=0.22$ の場合の逆流域の翼根元からの高さは約 23%、 $Ma=0.07$ の場合は約 52% である。極低負荷運転では翼根元側の逆流域が急激に拡大し、翼先端側へ極めて偏った流れとなっている。

図 8 は最終動翼出口の絶対流出角の計算値と実測値の比較を示す。なお、絶対流出角が 180° を超えた場合は逆流を意味し、本来は排気室側から動翼出口に流入する流入角と定義すべき性質のものであるので、混乱を避けるため図 8、図 9 において逆流域のデータは

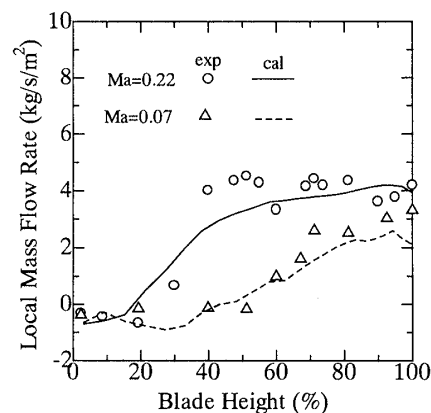


Fig.7 Local Mass Flow Rate at Rotor Exit

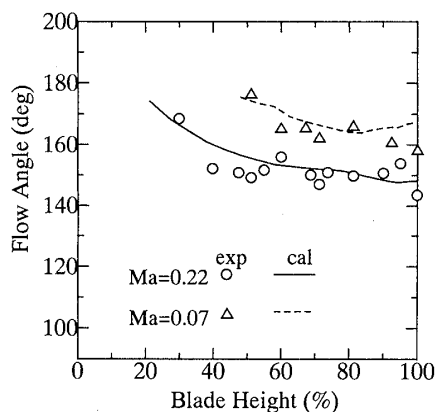


Fig.8 Absolute Flow Angle at Rotor Exit

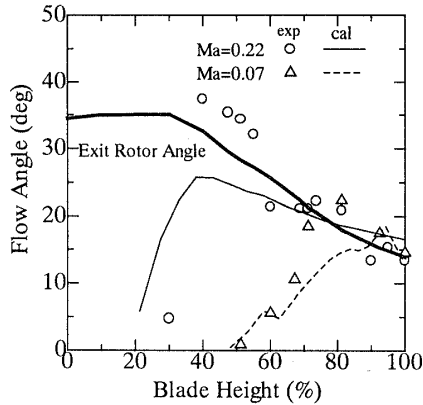


Fig.9 Relative Flow Angle at Rotor Exit

割合した。極低負荷運転では軸流速度がゼロに近づき、流体はほとんど動翼とともに回転するから、その流出角は 180° に近いことが分かる。

図9は動翼出口の相対流出角の計算値と実測値の比較を示す。実測値はピトープローブで直接計測される絶対流出角から速度三角形の関係を用いて算定した値である。なお、図には比較のため、翼の幾何学的出口角分布を太実線で示した。 $Ma=0.22$ の場合、細実線で示す計算値と丸印で示す実測値の比較から分かるように、翼高さの約20%～約50%の領域では、計算結果は定量的には必ずしも十分な精度で予測できていないが、相対流出角が半径方向に急激に増大する傾向およびその位置は両者ではほぼ一致しており、三次元的にねじれた平均流面の仮定が近似的には成立しているものと考えられる。また、翼高さの約50%以上の領域では、幾何学的翼出口角と良く一致しており、翼間流れが翼に沿っていることを示している。一方、極低負荷の $Ma=0.07$ の場合、翼間流れが翼に沿う領域は翼先端部分の狭い範囲に限られており、翼列はもはや本来の機能を果たしていないが、破線で示す計算値と三角印で示す実測値は定性的に一致していると言える。極低負荷では極めて複雑な三次元流れであるにも拘わらず、両者に良い一致が得られたのは、数値計算における出口境界条件として実測の圧力分布を与えたこと、および翼力の評価方法が適切であったことなどに基づくものと考えられる。

5.3 動翼入口における流れ 図10および11は静翼出口における絶対流出角および質量流量の翼高さ方向分布を示す。いずれの負荷運転においても、実測の流出角は幾何学的翼出口角と、また、実測の局所流量は計算値と良く一致している。すなわち、 $Ma=0.07$ の場合のように流量が極端に減少しても、静翼は翼列として流れを制御する機能を十分果たしており、前述

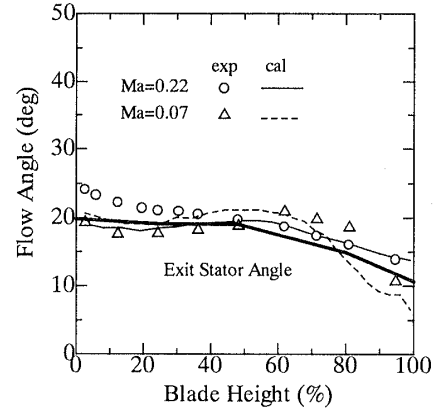


Fig.10 Absolute Flow Angle at Stator Exit

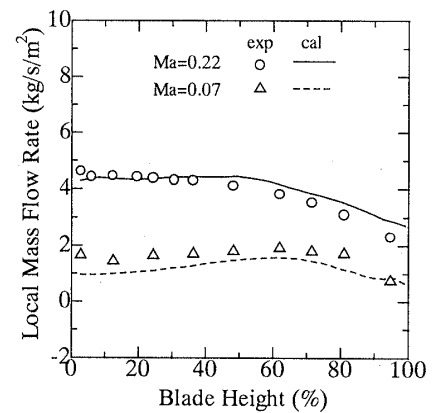


Fig.11 Local Mass Flow Rate at Stator Exit

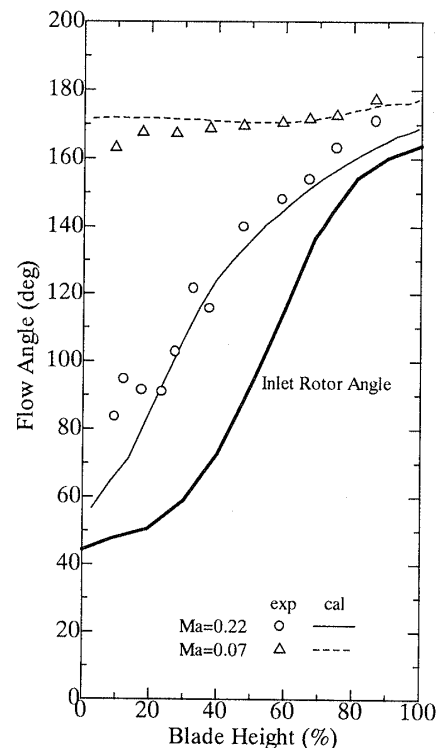


Fig.12 Relative Flow Angle at Rotor Inlet

の図9に示した動翼の場合とは異なる。これらの計算値および実測値を用いて、速度三角形の関係から求めた動翼入口での相対流入角の分布を図12に示す。なお、これらの値は静翼出口ピトートラバース位置における値であり、図中には比較のため翼の幾何学的入口角を太実線で示した。図から分かるように、いずれの負荷運転条件においても、計算値は実測値と良好な一致を示している。 $Ma=0.22$ の場合の入射角すなわち相対流入角と幾何学的翼入口角の差は、90%翼高さでは約 8° であるが、10%翼高さ付近で約 50° に達しており、このような大きな負の入射角では翼根元側の圧力面側前縁で部分的に剥離が発生しているものと推察される。また、 $Ma=0.07$ の場合は、翼高さ全域にわたって流入角が 160° を超え、翼先端での入射角は約 15° であり、翼根元側では著しく過大なため、翼高さのほぼ全域にわたって前縁剥離が発生しているはずである。このような状態での動翼入口相対速度の大きさは翼の周速度にほぼ等しく、その方向は動翼の回転方向と逆向きである。前縁剥離が直ちに動翼内部の流れの剥離には必ずしも繋がらないが、軸流速度は小さく、かつ絶対周方向速度が大きいため、遠心力が相対的に過大となり翼先端側への半径流れが顕著になる。

図13は動翼出口での無次元逆流域高さ H_s/H_b と排気軸流マッハ数 Ma との関係を示しており、近似的には次式で両者の関係をほぼ表すことができる。

$$H_s/H_b = -2.5Ma + 0.75 \quad (10)$$

ここで、 H_s は逆流域の高さ、 H_b は翼高さである。

この近似式によれば排気軸流マッハ数が $Ma=0.3$ のとき逆流が開始し、これより低負荷運転になると逆流域が拡大して翼先端側への著しい偏流が生じ、それに伴ってランダム振動やフラッタなどの不安定な翼振動が発生する可能性がある。特に、小轉向角で大ピッチの平板翼に近い翼先端側の翼列では、前縁から大きな剥離が発生し失速状態になることが予想され、このような失速状態における流れの不安定性に起因する非定常空気力と翼の振動特性とが連成して失速フラッタ⁽⁷⁾と呼ばれる低負荷運転特有の最終動翼の振動現象が生じる可能性がある。本計算や実験で得られた流動特性は、複雑なフラッタ現象を解明する上で有用なデータを与えるものと考えられる。

6. 結 語

蒸気タービン低圧最終翼の低負荷運転における流動を数値解析により予測し、スケール・モデルタービンを用いた実測結果と比較したところ、次のような実用上の知見を得た。

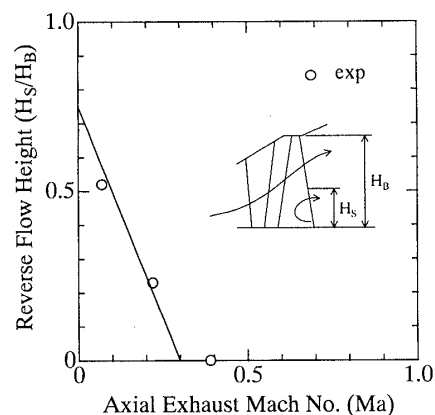


Fig.13 Height of the Reverse Flow Zone

- (1) 低負荷運転において低圧最終動翼内部に発生する逆流および翼先端側への著しい偏流などの複雑な三次元流れが、変形 FLIC 法を用いた準三次元非粘性流れ解析法によって合理的な精度で予測されることを示し、タービン設計上の有用な手法であることを明らかにした。
- (2) これまで少ない実験的情報しかなかった低負荷運転における低圧最終翼の流動状況について、簡便な数値解析により逆流域の高さや流入・流出角、質量流量などの詳細な情報が示された。
- (3) 動翼出口での無次元逆流域の高さ H_s/H_b と排気軸流マッハ数 Ma との近似的関係を求めることによって、逆流が発生する排気軸流マッハ数がおおよそ0.3であることを明確にした。

なお、逆流域の拡大や翼先端側動翼の失速状況などの流動特性を明らかにすることにより、ランダム振動や失速フラッタなど低負荷運転特有の翼振動現象解明への貴重なデータを与えることが可能となった。このことは最終動翼の耐振強度を高め、信頼性の高い低圧タービン設計に貢献するものと考えられる。

文 献

- (1) 角家, 最近の発電事業に対応した蒸気タービン技術の動向と課題, 火力原子力発電, 49-6 (1998), 706
- (2) 岩永ほか, 極低負荷運転中における最終段翼の信頼性, 火力原子力発電, 36-9 (1985), 905
- (3) 蒸気タービンプレード分科会, タービンプレードの空力弾性問題対策と最近の研究動向, ターボ機械, 19-10 (1991), 678
- (4) 田沼ほか, 蒸気タービン翼列の遷音速流れの数値解析と風洞実験, 機械学会論文集 (B編) 58-555 (1992), 3330

- (5) Gloger, M., Neumann, K., Termuehlen, H., Design Criteria for Reliable Low-Pressure Blading, ASME Paper, 86-JPGC-Pwr-42 (1986)
- (6) Nagayama, T., Adachi, T., Hayashi, Y., Computation of Turbine Blade-to-Blade Flow by the Modified FLIC Method, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. 24-65 (1981)
- (7) Takahara, S., Masuzawa, C., Unsteady Numerical Analysis of Stall Flutter in Turbine Cascade, Memoirs of the Faculty of Engineering Kyusyu University, 58-4 (1998)
-