U.D.C. 621. 165. 018

省エネルギー関連論文

高効率蒸気タービンの開発 Development of High Efficiency Steam Turbine

高効率蒸気タービンの開発は、省エネルギーの観点から緊急な課題であり、既に 一部の研究成果を実機に適用し、その効果を確認してきた。これらに、更に効率を 向上させる新技術を加えることを目的として、段落内の流れの適正化及び新しい高 性能翼の開発を進めてきた。このためには、まず段落内の流れを実流状態で計算で きるようにする必要があり、二次流れに起因する損失分布や流れ角分布を半径位置 で計算できる方法を提案した。次いで高性能翼形を理論的に設計し、実験的にその 効果を明らかにした。そして最終的には、動翼に対する流れの適正化及び後縁出口 の腹、背面の圧力をバランスさせた高性能翼を開発し、4段試験タービンで実験の 上、その効果が極めて大きいことを明らかにした。

植西	晃*	Akira Uenishi
二宮	敏**	Satoshi Ninomiya
佐藤	武***	Takeshi Satô

1 緒 言

燃料の高騰に伴い最近の火力発電設備では,高信頼性に加 えて,蒸気タービンの高効率化が強く要請されている。それ は,単機出力1,000MWの火力発電プラントの効率を,仮に わずか1%向上させることは,10MWの発電プラント1基分 の燃料を節約できることに相当し,その省エネルギー効果は 極めて大きいと言えるからである。 段落内の三次元流れを計算する必要がある。このとき,段落 内で発生する各種の損失を考慮したいわゆる実流状態の流れ 計算が可能ならば,静翼,動翼の最適な組合せの決定や段落 効率を予測することができる。そして目標効率と対比し,も し不十分ならば各種の損失量を分析し,的確な効率改善策, 例えば,動翼に対する流れの適正化,高性能翼の適用など具 体的方策を施すことができる。

高効率蒸気タービンの開発は、内部損失をいかに減少させ るかにかかっている。蒸気タービンの段落内部で発生する損 失を大別すると、漏れ損失、排気損失及びその他蒸気の粘性 や速度分布が一様でないことに起因する損失がある。これま でに、以下に述べる効率向上の技術を開発し^{1)~3)}、既設プラ ントに部分的に適用してその効果を確認⁴⁾してきた。また、 それらの概要は以下に述べるとおりである。

漏れ損失は動翼の翼頂部や軸部の間隙を通って、蒸気が仕 事をしないで漏れることによるものであり、これを減少させ るのに翼頂部に埋め込みテノンと複数フィンを、また軸部間 隙の最適値を設定する管理手法などを開発し、実機に適用し てきた。排気損失は、中圧タービンの排気室での損失を低減 させるための流線形のガイド、低圧タービン排気室の構造改良 とディフューザなど⁵⁾に工夫がなされ、実用に供した。更に、 低圧タービン最終段翼から流出する運動のエネルギーを少な くすることを目的として、既に3,000 rpm 用40 in 翼が開発⁶⁾さ れている。そのほか段落内で生ずる損失としては、二次流れ 損失、非定常流損失及び静・動翼損失などがあるが、二次流 れ損失の低減を目的としたコントロールドボルテックスノズ ルなどが既に実用に供されている。

以上の技術は,静止部あるいは動翼以外の損失を主として 低減させようとするものであったが,本論文では回転部すな わち静翼,動翼の組合せ状態での損失の低減法などについて 述べることにする。回転部分では,動翼そのもののエネルギ 一損失を低減させることが最も大切なことであるが,動翼に流 入する静翼出口の流れが理想的な状態に与えられなければ, 段落としての効率改善は望めないからである。

2.1 従来の理論とその問題点

軸流タービンの段落内部のエネルギー損失を含む三次元流 れ計算では、設計問題を解くことを前提とすれば、流線曲率法 を用いるのが便利であり、Novack⁷¹らの理論が適用できる。

一方,各種の計算法は多数提案されているが,段落内部流 れに適用し,その計算結果から流れを正しく評価することは 難しい。その最も大きな理由は,各半径位置の損失分布を計 算できない欠点があるからである。特に,内壁,外壁近傍に 発生する二次流れを無視して平均的に扱うことは,計算精度 を著しく低下させ,静翼,動翼の組合せで動翼に対する適正 な流れを決定するには不十分である。

2.2 二次流れ損失分布の導出

二次元翼列実験によれば、図1に示すように、側壁から十 分離れたスパンの中央付近では、ほぼ二次元流とみなせる領 域があり、この部分の損失は翼形損失を示す。側壁に近づく につれて損失は増加し、流路うずの中心部が最も大きな損失 となり、側壁近傍では損失はやや低下するが、境界層の影響 を受けて再び増加する傾向を示す。この損失を半径方向に正 しく分布させ、流線を求めることが望ましい。ただし、ター ビン段落内の流れには遠心力が作用するため、二次元翼列の 場合とは異なる流動状態を呈するが、二次元翼列の実験値を 基礎とし、修正を加えることにした。

流路うずの中心から壁までの距離を δ_p とし、二次流れの影響が及ぶ範囲を δ_c とすれば、二次流れ内の任意の位置 δ に対して翼形状の異なる翼列の場合でも、図2に示すように同一曲線で二次流れ損失分布及び流出角分布を表わせることを見いだした。したがって、 δ_p 、 δ_c 及び二次流れ損失分布の最大値 ζ_{sc} max を与えれば、翼長方向の損失分布を求めることができ、同様に偏向角分布の最大値 $\Delta\beta_{max}$ を知れば、流出角分布

35

2 実流状態の段落内部流れ計算

蒸気タービンを新設計する場合には,基本設計に次いで,

* 日立製作所機械研究所 工学博士 ** 日立製作所日立工場 *** 日立製作所機械研究所

428 日立評論 VOL. 62 No. 6(1980-6)





36

図 | 二次元翼列後流の全圧及び損失係数の分布 翼列の壁付近では,流路の曲りと境界層のため二次流れが発生し,流路うずが形成される。この様 子を全圧分布で示し,この流路うずの中心では損失が最も大きくなり,翼長方向に損失が大幅に変化する。





図2 二次流れ損失及び偏向角の分布 翼列の壁付近に発生する二次流れ損失及び流出角の偏向角は,翼形により変化する。これを各種の翼形にも適用 できるように,適当な無次元表示すれば,この図に示すような日本の曲線で表わせることを見いだした。



図3 二次流れ発生領域のパラメータ 図2の分布を表わすためには、δ_cやδ_pを形状の異なる翼形について求めるために、パラメータを導入し、都合よく整理できることを示した。

を計算することができる。

二次流れの特性を表わす $\delta_c \ D U \delta_p \ d$, 図3に示すように適 当なパラメータを導入すれば、形状の異なる翼形についても それぞれ δ_c , $\delta_p \ d$, パラメータと直線的な関係にあることが 分かる。また、二次流れ計算法の中で、Wolf⁸⁾の提案した実 験式によれば、損失係数の絶対値は二次元翼列実験結果とよ く一致することが確かめられたので、これから $\zeta sc_{max} \varepsilon$ 求め ることにした。

偏向角分布の最大値Δβmaxは、図3中に示した記号説明を参照して、

$$\Delta \beta_{\max} = \tan^{-1} (K_1 \cdot c_L \cdot \frac{c}{t})$$

$$K_1 = -0.0282 \frac{\delta_p}{c} + 0.0154$$

ここに K₁:(1)式の第2式で表わされるパラメータ

c_L:揚力係数

c:翼弦長

t:翼列ピッチ

から計算し、下流の翼に対する迎え角分布を求めた。

2.3 動翼先端部の漏洩流

動翼出口の半径方向の流れ分布に影響を及ぼすものとして、 動翼先端からの蒸気の漏れ損失がある。動翼先端の間隙はた かだか0.5~3mm程度であるのに、漏洩流は顕著な噴流とな らないで急速に広がり、二次流れの中に拡散することが実験



らないて忌迷に広かり、二人加れの中に払取9ることが美験	
から明らかになった。したがって,漏れ損失を二次流れが影	図4 ねじれ
響する領域に分布させる方法を導入した。	タービン翼は根
半径方向に分布させなければならない主な損失は以上のも	したがって,翼:
のであり, 翼形損失を除く他の損失は在来の計算法に従って	や異形の 断回傾 き、計算された
エントロピー増加を求め、段落内の流れを計算した。	得られるので,

図 4		ね	Ľ	れ	翼	0) =-	算	例	I		舅	冒刑	彡(は	流	れ	の	速	度フ	受て	ド庠	自度	カ	5	計	算さ	れ	る。	
ター	ビン	、蕙	は	根	元	<i>b</i> `	55	先站	帯ま	で	流	れ	<i>.</i> の	条	件	は	変	わ	ŋ,	新	1.	目的) (2	翼	目は	ねし	これ	る。	
した	がっ	って	,	翼	長	方向	句の	の断	面	形	状	を	そ	れ	ぞれ	れ言	 	+ 3	トる	Ę	と	にフ	な	ŋ,	Ī	巨心	の厚	至標	
や翼	形の	断	面	積	ない	どの	の言	公 計	条	件	を	満	足	す	る。	よ・	うに	ΞL	な	け	れ	ばフ	な	5	なし	۰.	この	のと	
き,	計算	[さ	れ	<i>t</i> =	翼升	形(ま[]	刘示	の	よ	う	にこ	,	前	縁,	í	 後 彩	素と	: も	に	と	が・	2	たう	形北	犬の	もの	のが	
得ら	れる	。 の	で	с з	E	の多	条作	+に	合	う	よ	う	に	前	縁	を肖	钊 r) 役	後縁	とに	肉	付(t	を	する	5 .			

37

3 翼性能の向上

静・動翼の高効率化は,蒸気タービンの効率向上のために は不可欠な検討課題であって,翼損失を低減させる直接的効 果にとどまらず,間接的に二次流れ損失や非定常流損失など の低減にも波及効果が期待される。

3.1 翼形の計算

一般に翼はねじれていて、翼形状、食い違い角などは各半 径位置では変化するが、それぞれの断面での翼形の性能が基 本となる。新しく翼形を設計する場合には、既に述べた理論⁹⁾ により計算され、前述の実流状態での三次元計算から求めら れた入口、出口の流れ角や速度を翼列計算の条件とするが、 無数の翼形が計算される。図4に示すように、翼形を積み重 ねて1本の翼を構成する場合には、翼形の必要断面積、重 心の座標、翼列ピッチなどの制約条件を満足する必要があっ て、選択の範囲がかなり狭められるし、翼面上の速度分布を みて、性能が良いと判断される翼形を最終的に選び出すこと ができる。この速度分布の良否を判断する基準は、以下に記 す方法によった。

3.2 高性能翼形の翼面速度分布

38

境界層の発達を極力抑えるためには,背面上の速度は前縁 から後縁に向かって増速するような速度分布を与えることが 好ましい。上述の翼形設計理論に従えば,スロート上流の翼 面上ではほとんどの場合この条件は満足される。問題となる のはスロート下流の部分で,翼形計算のためのパラメータの 与え方が不適当であれば,流れが減速するような背面形状が 得られることがある。このような翼形では,この部分で流れ のはく離を引き起こし,極めて大きな損失を生ずるばかりで なく,流出角も当初の予想値から大幅にずれる結果となるの で,避けなければならない。これは従来から指摘されている



図5 高性能翼形の翼面圧力分布の特徴 高性能翼形を設計するに は、翼形表面上の圧力分布を調節することが重要である。背面ではスロート以 降で流れがはく離しないように、また腹面では翼形出口部での腹面、背面の圧 力差が極力小さくなるようにすることが要点である。





図 6 動翼翼形損失の比較 翼形表面の圧力分布を調節することによって,翼形の性能を向上できる。この図は1本の翼を構成する場合の各断面の翼形損 失係数を示したもので,最小損失係数は2~3%程度に低減され,高性能化が達成されている。

翼	形	記	号	出口マッハ数
高性能翼	形			0.76
従来翼	形	(0.76



3.3 高性能翼形の性能

上述の高性能化の基準に従って設計した翼形の二次元翼列 実験結果の一例を図6に示す。種々な設計的制約条件がある にもかかわらず,根元部から先端部まで最小翼形損失係数は ほぼ2%程度と限界に近い状態まで性能は改善されているこ とが分かる。

また, 翼面上の圧力分布は, 図7に示すように腹面上では 流路の中央付近から圧力が降下し, 出口付近ではスロート圧 力近くまで滑らかに膨張しており, 従来翼形に比べると翼間 流路内での圧力変化の様子が著しく異なっていて, 予期した とおりの圧力分布の調節がなされていることが分かる。

4 モデルタービン及び実験結果

図8に研究用4段タービンの写真を示す。これは空気及び 蒸気で駆動できる構造になっており、実機タービンの部分モ デルとして、流れの相似性を考慮して製作されている。発生 動力は5,000kW, 10,000rpmの水動力計で吸収される。

まず実流状態の段落内部流れの計算値と実測値との対比を 図9に示す。同図には代表例として、多段の影響が現われる 第3段について、それぞれ静翼と動翼とのエネルギー損失係 数分布を示した。静翼先端部の二次流れ損失は計算値よりも 若干値が大きいこと、また根元部では壁付近の損失は翼根元 のわずかな部分に限られていること、翼の中央部では翼形 損失だけであって、良い一致が得られていることなどが分か る。動翼の損失については計算値と実験値はよく一致してい る。動翼根元部の損失が大きいのは、翼形の転向角が大きい ことと付け根の翼形状が不完全なためである。動翼に対する 流れは、迎え角が生じないように設計されているので、翼先 端付近だけ迎え角損失が生じているにすぎない。これは静翼 の流量係数が正しく見積られていることを意味する。新し

図7 翼面圧力係数の比較 翼面圧力を圧力係数として無次元表示してあり、図5に示した翼面圧力の調節が実現されていることを、実験的に確認したものである。

ところであり、反動翼形ばかりでなく、衝動翼形の場合も同 様である。

次に、これまでほとんど注目されていなかった腹面側の速度 分布に関しては、図5に示す後縁圧力の調節が要点となる。 一般に、スロートでの速度は、背面側が速く、腹面側は遅く なり、後縁部の背面、腹面に速度の差が生ずることになり、 付加的な損失が発生する。この損失をできるだけ低く抑える ためには、スロートでの速度分布をできるだけ一様に近づけ、 腹面、背面の圧力をバランスさせることである。

以上述べた腹面,背面の速度分布が適当に調節されれば,



翼面上の流れのはく離や後縁部の混合損失の低減が可能なば かりでなく,幅の狭いウエークが形成されるので、このよう な静翼を用いた場合は, 動翼に対しても良好な結果を与え, また二次流れ損失も低減できる利点をもっている。これら高 性能翼については,既に実験室的検討を終わり,実機に適用 できる段階にある。

図8 研究用4段タービン この研究用タービンは、実機との相似条件を考慮して製作されており、空気あるいは蒸気で駆動される点が特徴である。 空気の場合は内部の詳細測定が、蒸気の場合は最終確認が可能である。

39

432 日立評論 VOL. 62 No. 6 (1980-6)





注:略語説明

ζ_p(翼形損失)
 ζ_i(漏れ損失)
 ζ_u(非定常流損失)
 ζ_i(迎え角損失)
 ζ_{sc}(二次流れ損失)

図 9 計算値と実験値との損失比較 第3段落の静翼前後,動翼の後 をピトー管で測定し,静翼,動翼の損失を分離し,この実験条件に対して内部 の損失を計算し,これら両者を比較して示した。各種損失は分離できない部分 もあるが,定性的にも定量的にもよい一致が得られている。

速度比 注:略語説明 H(断熱熱落差) h(有効熱落差) η(全効率)

図10 4 段試験タービンの効率比較 高性能翼,動翼に対する流れの 適正化,動翼先端の4枚フィンなどの改善策を取り入れた高効率タービンでは, 全効率で1.4~1.7%効率が向上した。

く設計した高性能動翼を用い,これに流入する流れを適正な ものとし,更に先端漏洩流低減のための4枚フィンを設けた 高性能タービンの効率は,図10に示すように従来タービンと 比較して大幅に向上していることが分かる。なお効率は4段 タービン入口,出口の全エンタルピーから求めてある。効率 の計算値は実験値とよく一致していることから,この計算法 はタービンの効率予測法としても十分適用できることを確認 することができた。

5 結 言

40

蒸気タービンの効率を向上させるための施策として,動翼 への流れの適正化及び高性能翼の開発を取り上げ,種々の考 察を加えた。その結果を要約すれば,

(1) 段落内の流れを実流状態で計算可能とするために、二次流れ領域の損失や流れ角分布を表わす方法を導いたこと。

(2) 高性能翼形を新しく設計し、その損失の低減量を明らかにするとともに、これを基に高性能翼を開発したこと。

(3) 実流状態で4段の研究用タービンを設計,製作し,動翼 に対する流れが厳密に適正化されたこと,高性能翼などの効 果が極めて大きいことなどを確認したこと。 である。 である。日立製作所では,更に高効率化を進めるために,鋭 意研究,開発を推進中である。

参考文献

- 1) Soma, A., et al.: Development of Large Steam Turbine with Higher Efficiency, Hitachi Review, 27, 153(1978-4)
- Ninomiya, S., et al.: Development of Large Steam Turbine with High Efficiency and High Reliability, Hitachi Review, 27, 359 (1978-12)
- 3) 大田原,外:高効率・高信頼性蒸気タービンでプラント効率 を1.5~2%向上,日経メカニカル 5-28,45(1979)
- 4) 岩井, 外:蒸気タービンの省エネルギ対策, 火力原子力発電, Vol. 30, No. 11, 1197(昭54-11)
- 5) 佐藤,外:タービン排気室特性の解明,日立評論,55, 863~868(昭48-9)
- 6) 黒田, 外: 蒸気タービン用3,000rpm,40in 翼の開発, 火力原子力発電, Vol. 27, No. 7, 637(昭51-7)
- Horlock, J. H., : On Entropy Production in Adiabatic Flow in Turbomachines, ASME paper No. 71-FE-3.
 Wolf, H. : Die Randverluste in geraden Schaufelgittern Wissen. Zeit. der Tech. Hoch. Dresden, 10-2, 353 (1960)

蒸気タービンの効率向上による省エネルギーは,社会的要 請とともに経済的にも発電プラントに携わっている者の責務 9) Uenishi, A. : A Design Method and the Performance of Two-Dimensional Turbine Cascades for High Subsonic Flow, ASME paper 71-GT-34.