UDC 533.662.001.7 : 621.165

蒸気タービンの新世代低圧長翼の開発

酒井　吉弘(さかい　よしひろ)　　加藤　佳史(かとう　よしふみ)　　岸　郁朗(きし　いくお)

1 まえがき

低圧翼は蒸気タービンの翼列の中でも，プラントの性能，信頼性への影響が大きく，またその選定いかんによって，タービンのケーシング数やプラントの配置計画が左右される重要な部品である。

低圧翼の開発には多大な労力と費用を要することから，あらかじめ標準設計した低圧翼のシリーズを用意しておき，プラント計画時には，蒸気の容積流量に見合った排気面積をもつ低圧翼を選定する。蒸気の容積流量が大きくなるほど，より長大な低圧翼が必要になるが，同時に翼に働く遠心力や蒸気の流速が増大し，翼の設計条件は飛躍的に厳しくなる。低圧翼の設計には，熱流力ならびに強度・振動解析技術と材料技術の粋が集約されており，その時代の技術の一つの到達点を示しているといっても過言ではない。

富士電機は蒸気タービン内部効率向上施策の一環として，低圧翼の長翼化と高効率化に絶え間なく取り組んできた。フリーボルテックス法〈注1〉によって設計された初期の低圧翼を第一世代とすれば，三次元流線曲率法〈注2〉によって飛躍的に性能を高めた第二世代の低圧翼シリーズが1970年代から実用化され，今日に至るまで多数のプラントで運転を続けている。

最近，富士電機は三次元タイムマーチング法〈注3〉を用いて一層の高効率化を図った新世代の低圧翼シリーズを開発した。新世代低圧翼は逐次，新設機ならびに既設機の改造に適用され，期待どおりの高い性能を発揮している。現在までに開発を完了している新世代低圧翼を**表1**に示す。翼長が大きくなるにつれて翼応力も高くなるので，それに見合った耐力をもつ翼材料を選定している。最長翼として設計した1,150mm翼（3,000r/min用）は，翼材料としてチタンではなくCrNi鋼を採用しており，高効率化と相まって高い経済効果を実現しうる設計となっている。新世代低圧翼の採用により，標準的な再熱タービンの場合，熱消費率を1％前後改善することができる。

〈注1〉フリーボルテックス法：自由渦理論に基づき，半径方向の簡単な圧力平衡を考慮した二次元計算法

〈注2〉三次元流線曲率法：流線のうねりを考慮した準三次元計算法

〈注3〉三次元タイムマーチング法：空間を細かく分割し，タイムステップごとの状態量の変化を計算することによって，翼間流れを精度良くシミュレートする完全三次元計算法

表1　新世代低圧翼の材料選定

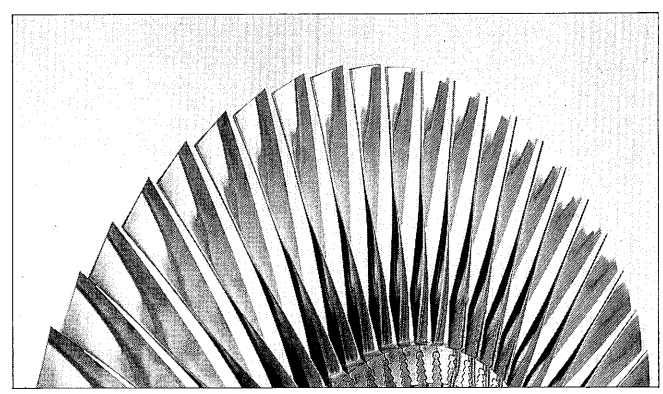
3,000r/min	3,600r/min	翼材料	耐力（N/mm²）
700mm翼	580mm翼	13Cr鋼	≧600
980mm翼	820mm翼	12CrNiMoV鋼	≧785
1,150mm翼	960mm翼	16CrNiCuNb鋼	≧900

2 新世代低圧翼の特徴

富士電機の低圧翼は，フリースタンディング翼と呼ばれる特徴ある技術であるが，40年に及ぶ歴史の中で，火力タービンだけでなく地熱タービンにおいても高い信頼性が実証されている。新世代低圧翼も，フリースタンディング翼として設計されており，従来の翼の優れた強度・振動特性を受け継いでいる。**図1**にフリースタンディング翼の外観を示す。

フリースタンディング翼は，レーシングワイヤなどの付属物がないシンプルな構造であるため，以下に述べるよう

図1　フリースタンディング低圧翼の外観



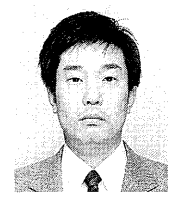
N15-831-4

酒井　吉弘

昭和46年入社。蒸気タービンの設計・開発に従事。現在，川崎工場機械設計部課長。

加藤　佳史

昭和55年入社。蒸気タービンの設計・開発に従事。現在，川崎工場機械設計部課長補佐。



岸　郁朗

昭和55年入社。回転機械のバランス技術，異常振動診断システムの研究開発に従事。現在，生産管理センター生産技術研究所第二開発部主任。

な種々の利点をもっている。

(1) 翼の振動モードがシンプルなので共振回避が容易であり，その結果，設計周波数に対して－5～＋3％までの広い範囲での連続運転が可能である。

(2) 翼に応力集中部やデポジットたい積部がないため，信頼性が高い。

(3) ワイドコード翼の採用により翼自身に高い剛性をもたせて，ランダム振動やフラッタなどの振動に対する安全性を高めており，0.3bar までの連続運転を許容できる。

新世代低圧翼は，フリースタンディング翼の良好な運転経験をベースとし，さらに高効率化を図ったものである。高効率化のために採用した特徴技術については次章で述べるが，主なものを列挙すると次のとおりである。

(1) タイムマーチング法による解析精度の向上とプロフィル損失の低減

(2) 高性能遷音速プロフィルの採用

(3) リーンラジアル静翼の採用

3 翼設計

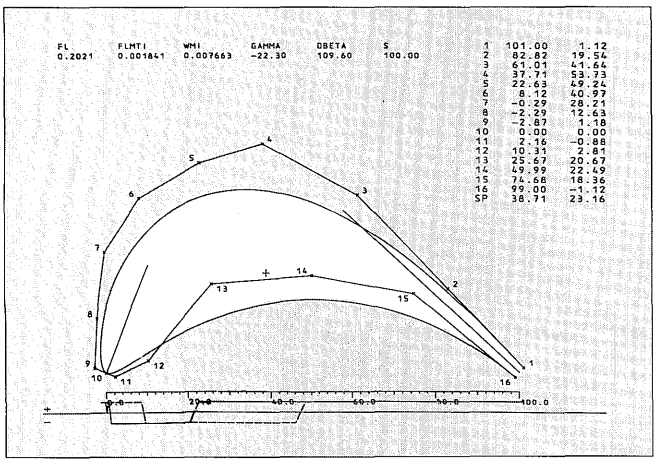
3.1 熱流力設計

3.1.1 プロフィル設計システム

新世代低圧翼のプロフィルは，ベルンシュタイン多項式を応用したプロフィル設計法を用いて生成している。これは，座標面上にプロフィルの支点を数点与えることによって，曲率変化が滑らかなプロフィルが形成される方法である（**図2**）。形成したプロフィルについてグラフィックターミナル上で曲率変化，流路変化，スロート幅などの性能に関係するデータのほかに，断面積や断面二次モーメントなどの強度データをも確認することができる。さらに翼面流速分布や流出角が計算され，ターミナル上に出力されるので，設計者は性能と強度をともに満足するプロフィルを画面を見ながら繰り返し追求することができる。

プロフィル設計に際しては，翼面上の最大流速を極力抑えて流速の急激な減少をなくするようにすることが重要である。二次元および三次元タイムマーチング法を用いて翼間流れを精度よく計算することにより，流速分布を最適化し損失の少ないプロフィルを形成することができる。

図2　ベルンシュタイン多項式によるプロフィル生成



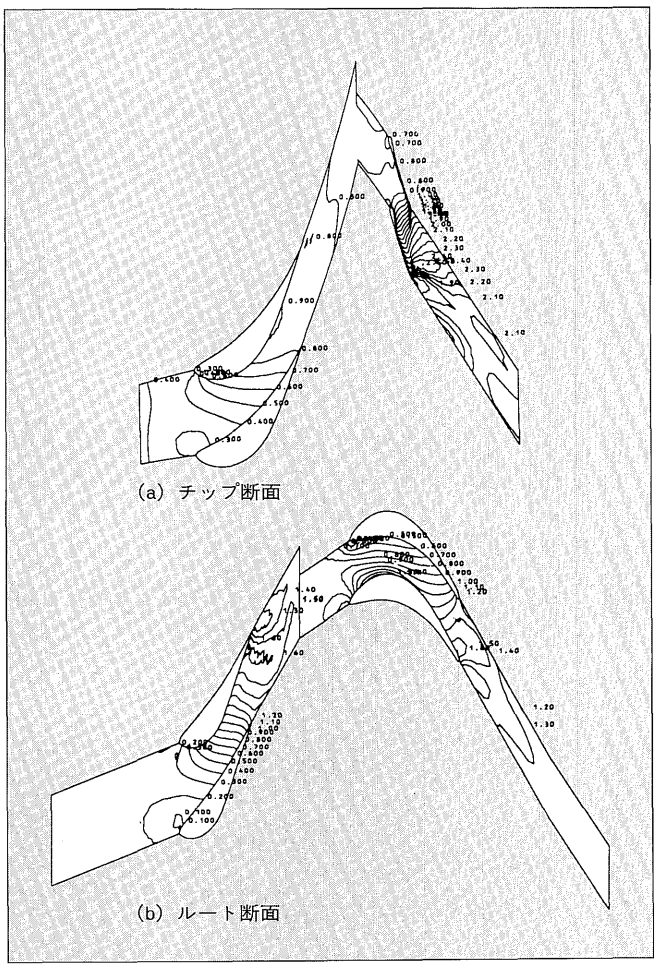
3.1.2 遷音速プロフィル

遷音速用のプロフィルとしては，翼列のスロートまでを先細形（コンバージェント）流路にすると同時に，スロート以降のプロフィル背側をストレート形状にした翼形が，一般に損失が少ない。しかしながら，翼列出口マッハ数が高くなり1.4を超えると，このようなストレート翼形の損失は急激に増大する。これは翼列内で蒸気の過膨張が生じて，プロフィル背側に強い衝撃波を生じるからである。長大低圧翼の最終段動翼チップ断面や静翼のルート部など，翼列出口が高マッハ数となる流れに対しては，スロート以降を末広にしたコンバージェント－ダイバージェント流路を構成し，さらに背側のスロートから下流にかけてわずかに凹面を形成する（逆反り）ことによって，損失の小さいプロフィルを設計することができた（**図3**）。

3.1.3 リーンラジアル静翼

タービンのトラバース測定により，最終段のルート部の反動度がタービン性能に及ぼす影響が大きいことが分かった。設計点での最終段ルート部の反動度が小さいと，部分負荷運転においては反動度がさらに小さくなり，マイナス反動度にも容易になり得る。これはルート部のはく離をもたらし性能を低下させる。ルート部の反動度を上げる一つの方法は，静翼をルート近傍で半径方向から傾けることによって，流れに半径方向反力を与えることである。タイム

図3　三次元タイムマーチング法による解析



マーチング法による三次元流れ解析（**図3**）によって，蒸気流に作用する翼反力の影響を定量的に，精密に評価することができるようになった。多くの検討を重ねた結果，**図4**に示すリーンラジアル静翼を採用した。これはルート部から中央部にかけて，腹側のプロフィルが背側に覆いかぶさるように静翼を周方向に湾曲させ，外周側では再び半径方向を向くようにしたものである。リーンラジアル静翼は，動翼のルートで半径方向に広がり傾向にある流線をボス側に押し戻し，ルート部の反動度を大きくする効果をもっている。これによってルート付近のはく離をなくし，さらに二次損失を低減して，段落効率を1～2％向上させることができた。

図4　リーンラジアル静翼

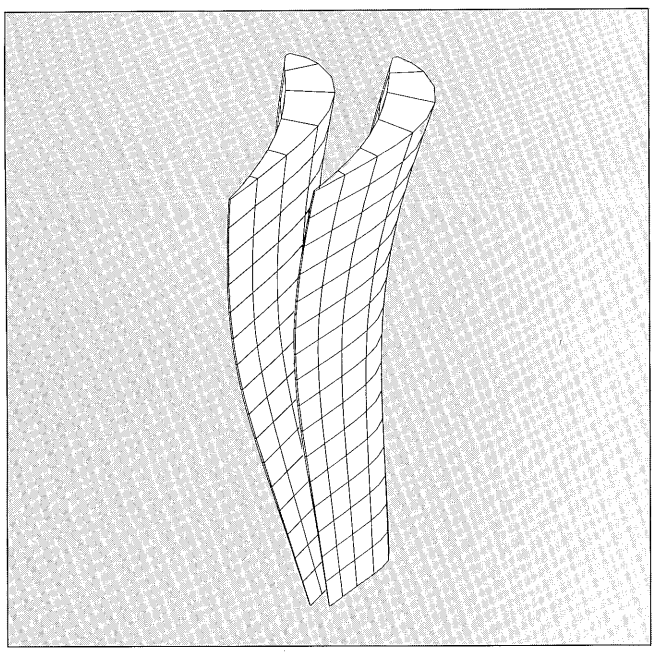
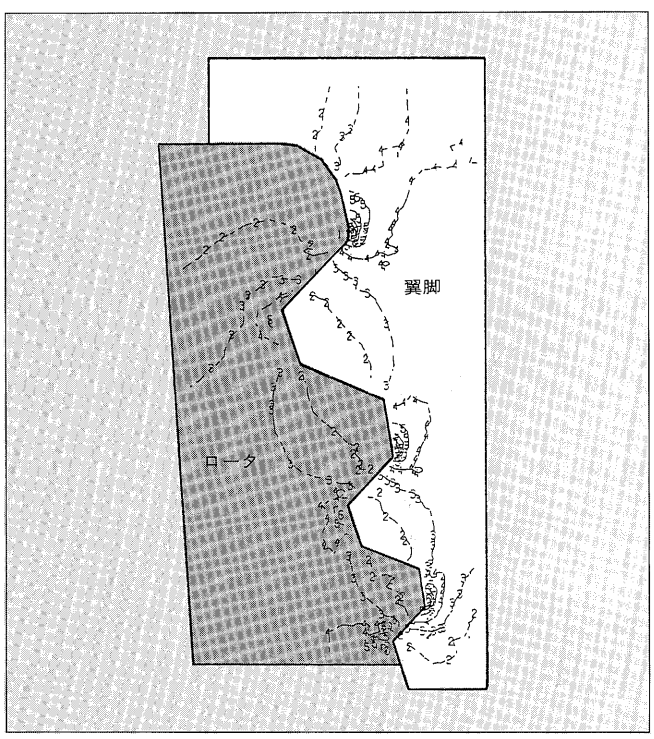


図5　有限要素法によるクリスマスツリー脚の応力解析



3.2　強度および耐振設計

3.2.1　静的応力

運転中に作用する遠心力および蒸気力による静的応力は，有限要素法などを用いて精度よく計算することができる。

図5は，動翼のクリスマスツリー脚に働く遠心応力を，NASTRANのギャップエレメントを用いて，翼脚とロータ溝の接触状態を考慮して解析した結果である。このような解析により，翼および翼脚の応力を翼材の耐力に対して十分余裕のあるレベルに設計した。

3.2.2　共振回避

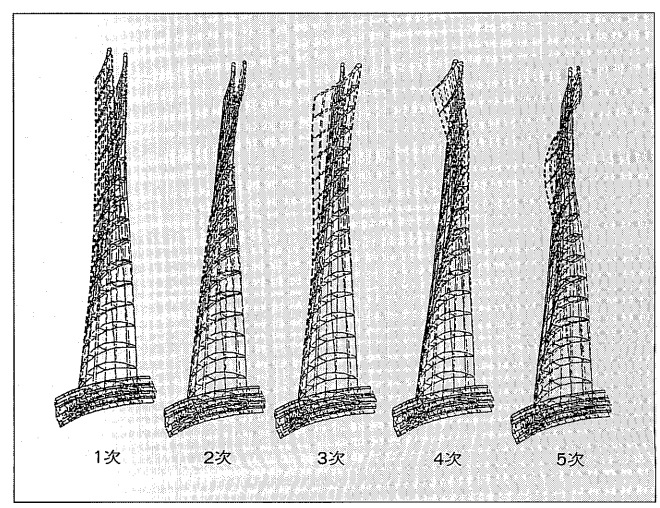
低圧翼は固有振動数が低いので，回転数ハーモニックス（回転数の整数倍の周波数）から十分離調されていることが重要である。フリースタンディング翼は，翼脚以外にこれを拘束するレーシングワイヤやシュラウドがないので，群翼としての振動モードが発生せず，設計段階での離調が比較的容易である。翼固有振動数は，NASTRANやADINAなどの有限要素法プログラムを用いて，精度よく解析することができる。**図6**は，ADINAによる振動モードの解析結果を示している。富士電機の低圧翼は8次ハーモニックス以下の共振を回避することにより，定格周波数に対し－5～＋3％の範囲での連続運転を可能にしている。

翼の曲げ固有振動と車軸のねじり振動が相互に影響しあって生じる翼軸連成振動についても，設計段階で十分配慮する必要がある。翼軸連成モードの固有振動数が，不平衡電気トルクによる車軸のねじり振動の周波数（定格周波数の2倍）と一致した場合には共振を生じる。フリースタンディング翼は群翼と異なり，各翼が同一位相で振動することがないので，本質的に翼軸連成振動を生じにくい。また，富士電機は掘り込みの少ないマッシブなドラム形ロータを採用しており，この点でも翼軸連成振動に対して安全な設計となっている。

3.2.3　動的応力（振動応力）

非共振形の翼振動としては，ランダム振動やフラッタが問題となる。フリースタンディング翼の場合には，翼弦長

図6　フリースタンディング翼の振動モード解析



を大きくし翼自身の剛性を高めたワイドコード翼とすることによって，これらの翼振動に対して安全な設計にしている。最終的にはモデルタービン試験により，あらゆる運転条件の下で翼の振動応力を測定し，安全であることを確認している。

(1) ランダム振動

ランダム振動は低負荷域で低圧翼のまわりにベンチレーションが生じて，翼が種々の固有モードで励振される現象である。ワイドコード翼を採用し翼の剛性を高めることによって，ランダム振動の応力を許容できるレベルに抑えることができる。

(2) フラッタ

フラッタは翼振動を助長する方向に流体力が作用することによって生じる自励振動である。モデルタービン試験やフラッタ実験により，フラッタの発生限界が明らかになり，翼固有振動数や弦長を適切に選定すればフラッタが発生しないことが分かった。したがって，フラッタについては設計段階で発生を防止することが可能である。

4 要素試験

4.1 蒸気翼列試験

翼素性能を確認するために，蒸気翼列風胴を用いて過熱蒸気および湿り蒸気による試験を行った。湿り蒸気で試験する場合は，蒸気を別置のタービン内で膨張させ，その排気を蒸気翼列風胴に導いている。これによりマッハ数，レイノルズ数および比熱比だけでなく，湿り蒸気中の水滴も実機と同一条件で試験することが可能となる。翼列出口のピトートラバースによってチップ断面のプロフィル損失を測定した結果を**図7**に示す。新世代翼に採用した逆反りプロフィルは，使用範囲において従来のストレート形よりも損失が大幅に小さくなっている。

チップ断面のように薄く，遷音速領域で作動するプロフィルは，後縁衝撃波が隣接翼の背側に反射する位置が変化することによる不安定振動が生じやすいことが知られている。高速度カメラと高電圧の水銀光源を使った高速シュリーレン写真は衝撃波の反射位置のゆらぎをとらえている(**図8**)。圧力センサにより圧力の脈動を測定することによって，翼に作用する流体励振力がフラッタの発生限界以下であることを確認した。

4.2 焼入れ実験

最終段翼のチップの周速は600m/s前後にもなるので，ドレンアタックによるエロージョンが問題となる。その対策の一つとして，翼の前縁に火炎焼入れを施して硬度を高める方法を採用している。これは**図9**に示すような装置によって，翼を水冷しながら翼前縁をバーナで加熱する方法である。均一な焼入れ条件が得られるように，放射温度計により焼入れ部の実体温度を測定して，バーナの送り速度を自動制御している。焼入れは翼の内部まで浸透するので，翼前縁全体の硬度を均質に高めることができる。

図7 蒸気翼列試験によるチッププロフィルの損失比較

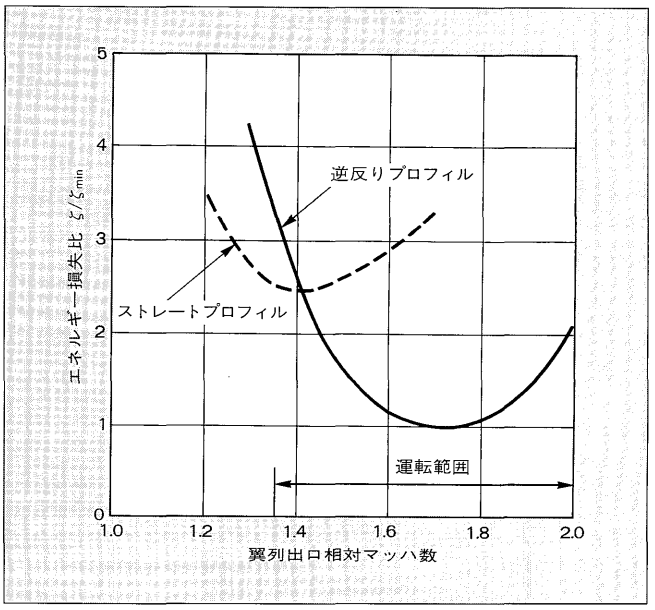


図8 チッププロフィルの高速シュリーレン写真

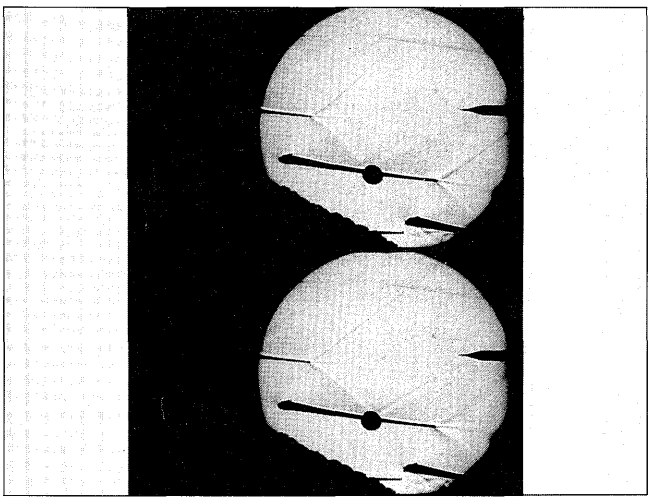
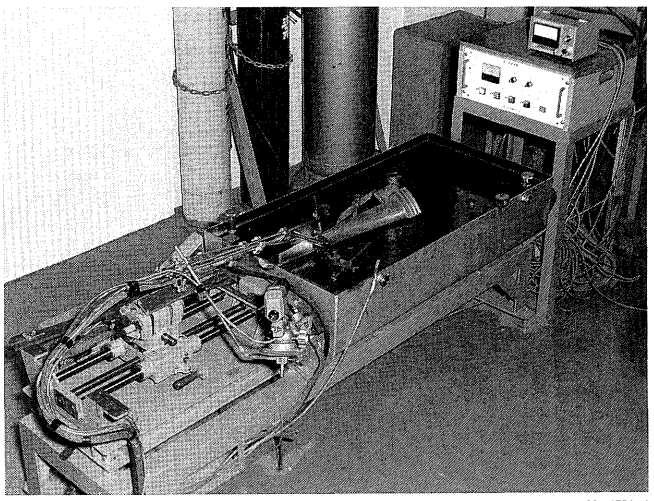


図9 火炎焼入れ装置



N89-4531-1

バーナのノズル形状や焼入れ温度などについて多くの実験を行い，最適な焼入れ条件を確立した。焼入れ後には，X線回折装置を用いて焼入れ部の残留応力を測定し，許容

値以下であることを確認している。

焼入れ後に行う焼戻しの温度選定は，応力腐食割れに対する翼材の抵抗性に大きな影響を与える。これについても多くの材料試験を行い，最適な焼戻し温度を決定した。

4.3　ドレンスリット実験

動翼にエロージョンを生じさせるドレンは，いったん静翼に捕捉されて翼表面で水膜となったものが後縁から引きちぎられて発生する。したがって，静翼表面上のドレンを除去することはエロージョンを軽減する有効な手段である。富士電機は，静翼を中空構造にして表面に設けたスリットによって，エロージョンの原因となる水膜状のドレンを排出する方法を20年以上にわたって採用している。高速風胴による水膜吸込み実験を行って，ドレンスリットの形状や角度を最適化した（**図10**）。

4.4　翼振動測定

静止時の翼固有振動数の測定は，運転時に翼が離調されていることを確認するために重要である。被試験体である供試翼と同時に，翼を固定している試験装置自体も振動体であるので，翼が長大化してその質量が試験装置の質量に比べて無視できないほど大きくなると，測定精度に影響を与える。長大翼の振動測定精度を向上させるため，**図11**に示すような測定装置を開発した。これは約10 t のマスブロックに翼脚を油圧で固定して，翼振動を測定する装置である。フリースタンディング翼は，製作後１本ずつ固有振動数を実測して，離調されていることを確認している。

4.5　翼脚応力の測定

翼の長大化とともに，運転中に翼に働く遠心力も非常に大きなものとなる。例えば3,000r/min 用 1,050mm 翼の遠心力は，１本あたり350 t にも達する。この翼を支えるクリスマスツリー脚は，各部の応力が許容値以内であるように設計することはもちろん，応力集中をできるだけ小さくなるように配慮することが必要である。**図12**に示すような光弾性試験を行って応力集中係数を求め，最適な翼脚形状を決定した。

図10　高速風胴によるドレンスリット試験

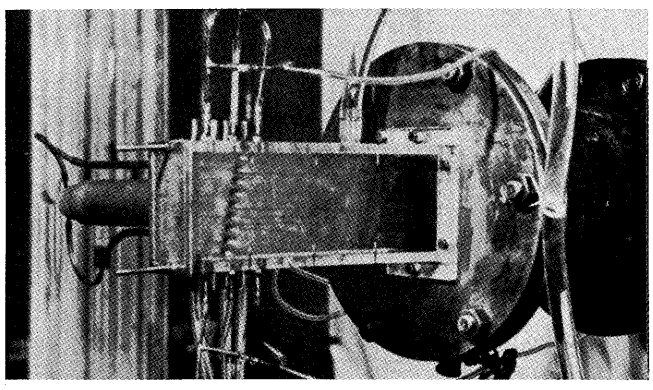


図11　翼固有振動数測定装置

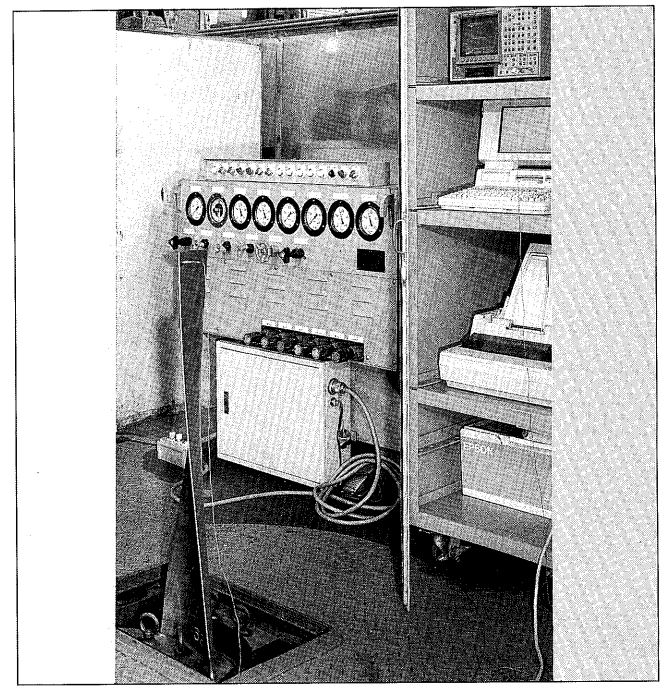
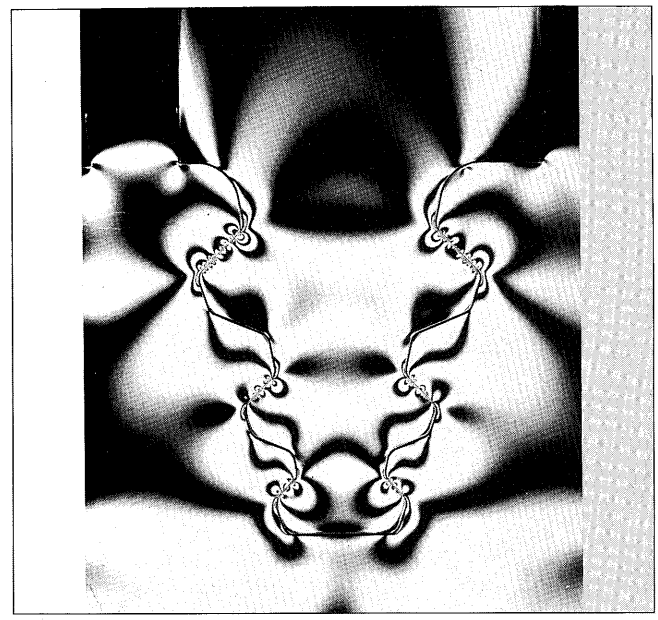


図12　クリスマスツリー脚の光弾性試験



5　検証試験

5.1　モデルタービン試験

新しく開発した低圧長翼は，モデルタービン試験によって性能と信頼性を検証している。モデルタービン試験では，実機のスケールモデルを製作し，実際の蒸気による回転試験を行う。

よく知られているように，翼を比例縮小して相似比の逆比で高速回転させると，流力特性や応力，振動特性が同じになる。この「相似則」に基づいて，モデルタービン試験により実機と同じ状態で翼の特性を検証することができる。モデルタービン試験の利点としては，

(1) 開発期間の短縮
(2) 実機では不可能な条件を含め，あらゆる運転状態での検証試験が可能

などがあげられる。

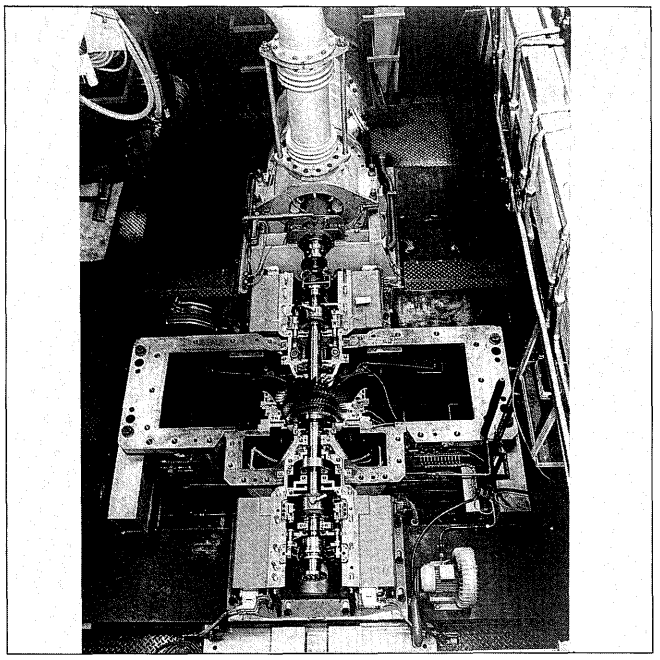
低圧翼の長大化に伴い，翼性能と並んで特に翼の振動特性が重要になる。翼振動に関する主な問題としては，

(1) 回転数ハーモニックスとの共振
(2) 乱流蒸気によって励振されるランダム振動
(3) 翼振動と蒸気力の位相差により発生するフラッタ振動

などがあり，これらの振動発生の有無を確認するとともに，翼強度設計上の観点から翼に作用する実働応力を把握する必要がある。

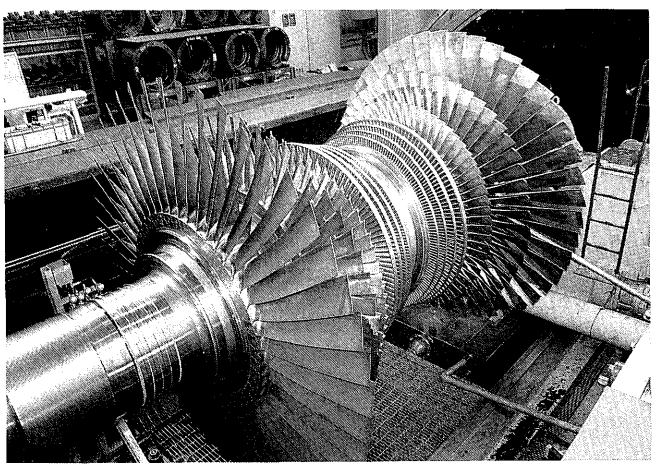
モデルタービン試験装置を**図13**に示す。本試験装置では，無負荷および負荷運転状態を含むあらゆる運転状態での翼の特性を確認することができる。さらに実機では行えない極限状態における翼の特性も確認できるため，新翼の信頼性に対し十分な検討を行うことが可能となる。振動特性および実働応力の測定には，翼脚部にひずみゲージを装着し，テレメータにより外部に振動信号を取り出す方法を用いている。

図13　モデルタービン試験装置



N89-5393-3

図14　3,000r/min 用 1,050mm 翼の回転振動試験



N89-5456-3

5.2　回転振動試験

モデルタービンでの検証試験を終え，設計が確定した翼は，最終的に実機スケールで回転中の振動特性を確認するための試験を行う。この試験は高速動釣合い試験装置を用いて行っている。**図14**は 600MW 低圧タービンロータに植え込まれた 1,050mm 翼の回転振動試験の状況を示している。

振動計測には翼脚部に装着した圧電素子の出力をスリップリングにより外部に取り出す方法を用いる。周波数分析器とコンピュータを利用したデータ処理システムが完備されており，翼の振動データから自動的に固有振動数成分を抽出し，翼の共振特性を確認するためのキャンベル線図が作成できる。**図15**に 1,050mm 翼の回転振動試験の結果を示す。翼の剛性は回転による遠心力の影響で高くなるため，回転中の翼固有振動数は静止状態のものと異なってくるが，定格回転数の－5～＋3％の運転範囲で，回転数ハーモニックスから十分離調されていることが確認できた。

5.3　実機測定

プロトタイプの翼については，発電所に納めた実際のタービンで，翼振動測定や内部流れのトラバース測定を行って，特性を確認している。

図15　1,050mm 翼のキャンベル線図実測結果

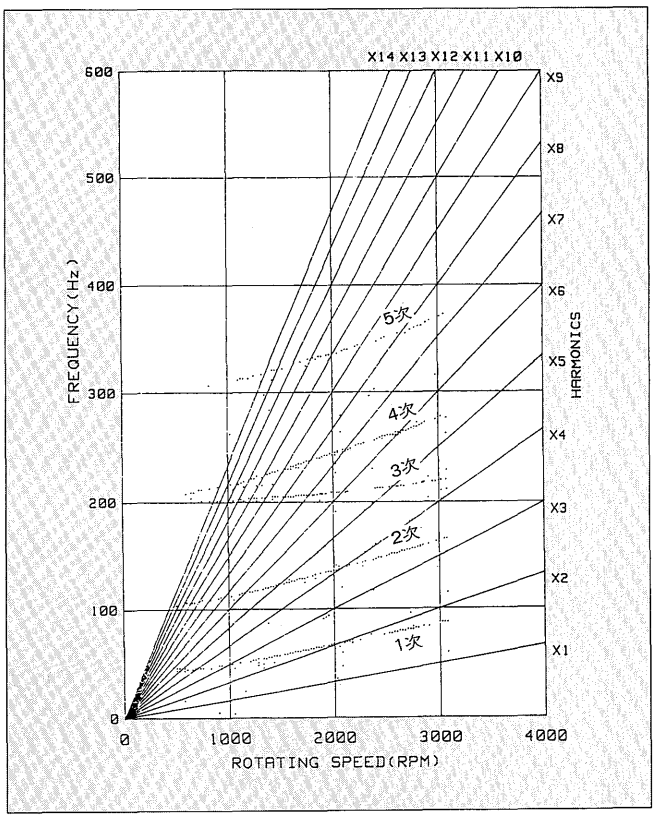


図16　5孔ピトー管による最終段翼のトラバース測定

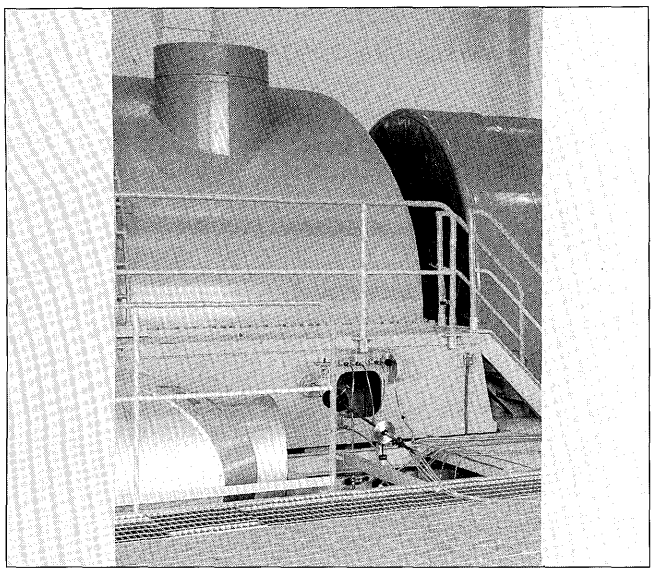


図16は低圧タービンの最終段出口に5孔ピトー管を挿入してトラバース測定を行っているところを示している。トラバース測定は種々の負荷点で行い，負荷とともに流れが変化する様子を調べた。

6　あとがき

新世代低圧翼の設計および検証試験について概要を述べた。技術の進歩はとどまるところを知らない。富士電機は今後も低圧翼のより一層の長翼化と高効率化をめざして開発を進めてゆく所存である。同時に，エロージョンやコロージョンなどに対する耐力を高め，運転性と保守性をより一層改善するための開発についても地道な努力を続けてゆきたい。顧客各位のこれまでのご指導に心から感謝申し上げるとともに，今後とも変わらぬご支援とご鞭撻をお願いする次第である。

参考文献

(1)　西岡良三ほか：蒸気タービンの高効率化，富士時報，Vol. 54，No.11，p.721-730（1981）
(2)　能勢正見ほか：蒸気タービン発電技術の進歩，富士時報，Vol.60，No.5，p.324-329（1987）
(3)　蒸気タービンブレード分科会：世界のタービン翼の分類（その1：低圧最終段翼），ターボ機械，Vol.19，No.4，p.223-232（1991）
(4)　Gloger，M. et al.：Design Criteria for Reliable Low-Pressure Blading，ASME 86-JPGC-Pwr-42（1986）
(5)　Jansen，M. et al.：Advanced LP Turbine Blade Design，IJPGC（1990）

e-Front runners

＊本誌に記載されている会社名および製品名は，それぞれの会社が所有する
商標または登録商標である場合があります。