

蒸気タービン用チタン製 50 / 60インチ最終段長翼

Titanium 50-inch and 60-inch Last-stage Blades for Steam Turbines

妹尾 茂樹

Senoo Shigeki

黒澤 淳浩

Kurosawa Atsuhiko

浅井 邦夫

Asai Kunio

李 宏元

Lee Goingwon

蒸気タービンの最終段動翼として、世界最大級の環帯面積を有する3,600 r/min 50インチ翼と3,000 r/min 60インチ翼を開発した。1,000 MW級蒸気タービンにこれらの翼を適用し、再熱蒸気温度を600°Cから620°Cにすることなどにより、40/48インチ最終段動翼を用いた蒸気タービンに比べてタービン効率を相対値で約2.5%向上できる。

動翼先端の超音速流入の課題に対し、超音速タービン翼型を開発することで損失を低減し、その流体性能を翼列風洞試験によって検証した。また、比強度の大きいチタン合金を適用し、翼とロータ両方の遠心応力を許容値以下に抑えた。

開発した50インチ翼は、韓国西部発電の泰安火力発電所9号機および10号機向け1,050 MW超々臨界圧蒸気タービンに適用する。

1. はじめに

蒸気タービンは、石炭火力発電、ガスタービンコンバインドサイクル発電、原子力発電などに用いられ、世界の発電量の60%以上を担っている。世界の電力需要は、人口増加や新興国の生活水準の向上によって今後も伸び続け、2009年に対し、2030年には約1.5倍、2050年には約2.1倍になると予測されている¹⁾。そのため、再生可能エネルギーの利用拡大とともに、蒸気タービンによる発電量の増加も求められる。特に、埋蔵量も多く、地域による偏りも少ない石炭が有効利用できる石炭火力発電が重要となる。

一方、環境適合の観点からは、蒸気タービンを高効率化し、CO₂排出量を低減することが必要である。世界の石炭火力発電所の平均の発電端効率は約33%（低位発熱量基準、2009年）であり、これらを日立グループの効率45%を超える新型の超々臨界圧^{*1)}蒸気タービンで置き換えることで、30%以上のCO₂排出量低減が可能となる。

※1) 温度593°C以上・圧力24.1 MPa以上の蒸気条件

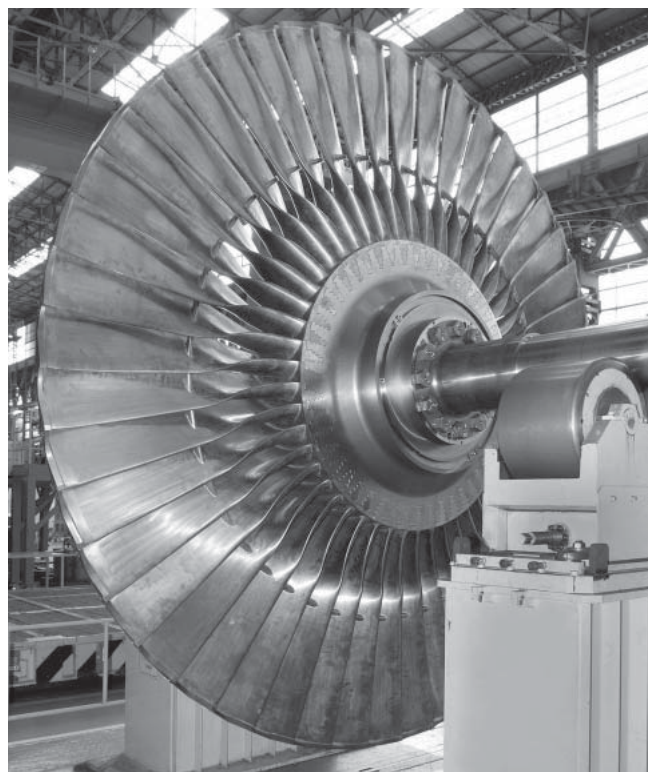


図1 | 3,600 r/min 50インチ最終段動翼

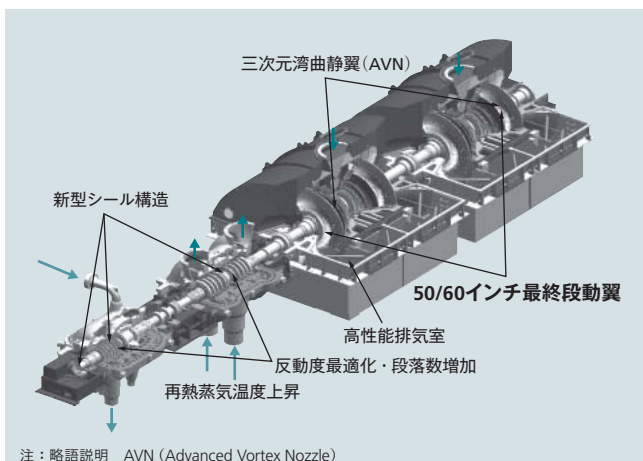
世界最大級^{*2)}の環帯面積を持ち、排出する無効運動エネルギーを減少させることで、タービン効率を向上させる。

ここでは、蒸気タービンの高効率化技術、特にチタン製50インチ（図1参照）および60インチ最終段長翼の開発について述べる。

2. 50/60インチ最終段長翼の特徴

1,000 MW級蒸気タービンに対する効率向上策として、最終段動翼の長翼化、再熱蒸気温度上昇、反動度最適化、段落数増加、間隙（げき）を低減できる新型シール構造の

※2) 公開情報に基づく日立製作所による調査。2012年9月現在。



注：略語説明 AVN (Advanced Vortex Nozzle)
図2 | 1,000 MW級蒸気タービンの効率向上策
 蒸気条件, 翼, シール, 排気室の高効率化を実施している。特に最終段動翼の長翼化による効率向上量は大きい。

表1 | 50/60インチ最終段長翼の仕様
 環帯面積は世界最大級であり, 遠心応力低減のためチタン合金を使用している。

設計変数	50インチ	60インチ
回転数	3,600 r/min	3,000 r/min
翼長	1,250 mm	1,500 mm
環帯面積	11.5 m ²	16.5 m ²
ボス比 (翼内径/翼外径)	0.40	
先端周速	786 m/s	
翼材料	Ti-6Al-4V合金	

適用, 三次元湾曲静翼 (AVN : Advanced Vortex Nozzle) の開発, 排気室の圧力回復効果向上などを実施している (図2参照)。

最終段長翼として, 世界最大級の環帯面積 (流れが通過する翼円環部の面積) を持つ3,600 r/min機用50インチ翼, およびその相似設計である3,000 r/min機用60インチ翼を開発した²⁾ (表1参照)。最終段を出た運動エネルギーは,

一部が排気ディフューザによって圧力回復されるものの, 大部分は動力として取り出せない損失となる。環帯面積を大きくすることで最終段出口の軸流速度を小さくし, 排気運動エネルギーを減少させることで効率を向上できる。開発した翼は, 従来の40/48インチ翼に対して約1.4倍の環帯面積を持つ。そのため効率向上に対する寄与は大きい。

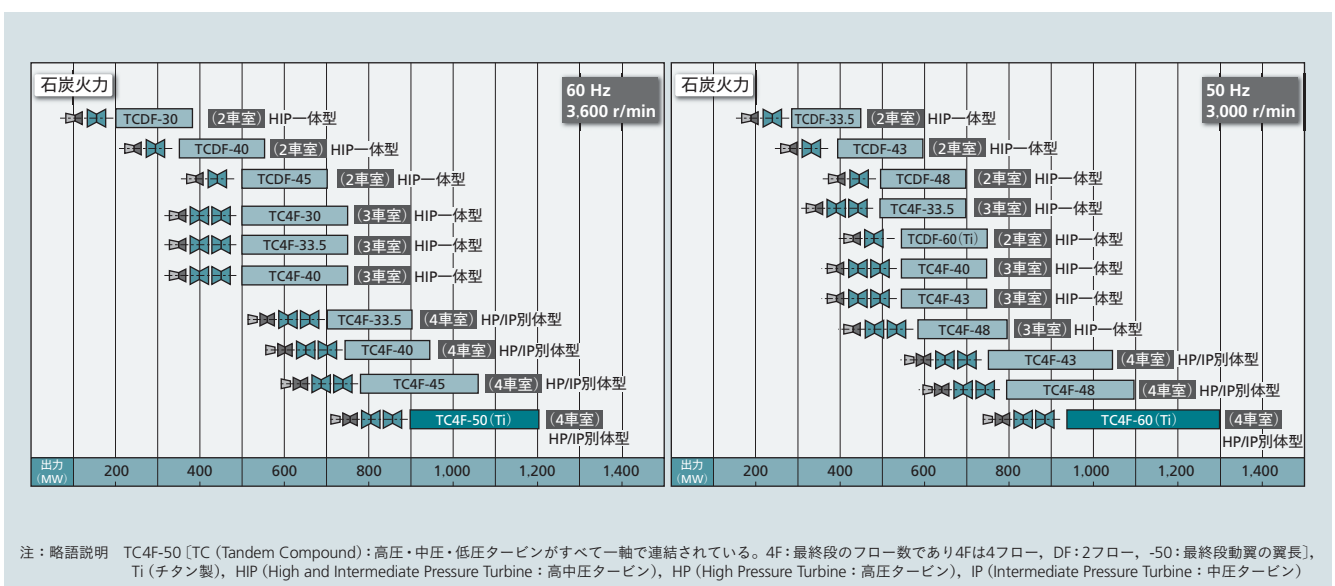
開発した50インチ翼, 60インチ翼は, それぞれ3,600 r/min, 3,000 r/minの1,000 MW級の蒸気タービンに適用する。低圧タービンは2車室4フローとなり, 高圧タービン・中圧タービンと合わせて4車室構造となる (図2参照)。これにより, 石炭火力発電用蒸気タービンとして, 200 MWから1,300 MWまで, 幅広いラインアップがそろったことになる (図3参照)。

1,000 MW級蒸気タービンは, 開発した最終段動翼を適用して再熱蒸気温度を620°Cに上昇させ, 前述の効率向上策を講じると, 40/48インチ最終段動翼を用いた再熱蒸気温度600°Cの蒸気タービンに対し, タービン効率を相対値で約2.5%向上させることができる。

3. 流体性能設計

50/60インチ長翼の流体力学的な開発課題に, 超音速流入に対する損失低減がある。翼長が大きくなると, 動翼先端側の周速が大きくなるため, 相対流入速度が超音速になる。超音速流入になると, 動翼上流で生じる衝撃波や, その衝撃波と翼面境界層との干渉により, 損失が生じる可能性が出てくる。

これに対し, 流入マッハ数の低減と超音速タービン翼型の開発により, 超音速流入による損失を低減した (図4参照)。



注：略語説明 TC4F-50 [TC (Tandem Compound) : 高圧・中圧・低圧タービンがすべて一軸で連結されている。4F:最終段のフロー数であり4Fは4フロー, DF:2フロー, -50:最終段動翼の翼長], Ti (チタン製), HIP (High and Intermediate Pressure Turbine : 高中圧タービン), HP (High Pressure Turbine : 高圧タービン), IP (Intermediate Pressure Turbine : 中圧タービン)
図3 | タービン形式と最終段翼長による石炭火力発電用蒸気タービンの出力ラインアップ
 この50/60インチ翼は, 低圧タービン2車室 (4フロー) で出力1,000 MW級蒸気タービンに適用する。

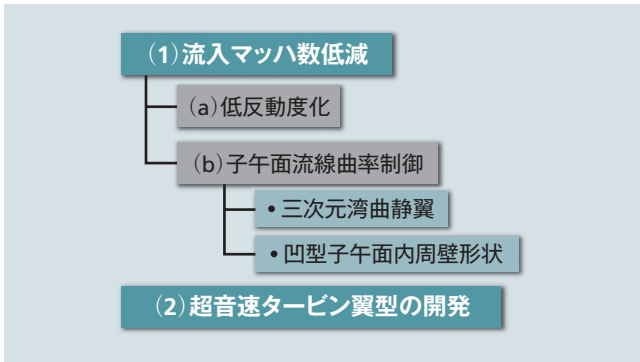


図4 | 動翼先端側の超音速流入に対する損失低減策
流入マッハ数低減と超音速タービン翼型の開発により、衝撃波損失を低減した。

3.1 流入マッハ数低減

流入マッハ数低減のため、まず反動度（動翼負荷／段落負荷）の低減を検討した。低反動度化は、静翼出口圧力を小さくすることであり、静翼流出速度が大きくなり、結果として動翼の相対流入速度を小さくすることができる。

しかし、静翼出口では、凸型曲率を持つ旋回流による遠心力と釣り合うため、外周側へ行くほど圧力が増大する（図5参照）。したがって、外周側での静翼出口圧力を低減するには、径方向の圧力勾配を小さくする必要がある。

そのため、子午面、すなわちタービン回転軸を含む面（図6参照）における流線曲率を制御する技術を開発した。具体的には、静翼出口で、凸型曲率を持つ旋回流とは逆の凹型曲率を持つ子午面流線を誘起することにより、外周側圧力を減少させ、内周側圧力を増大させた（図5参照）。凹型子午面流線は、凹型子午面内周壁（図6参照）と三次元湾曲静翼（図7参照）によって導入した。

三次元湾曲静翼は、翼圧力面を内周側に向けて周方向に傾けた静翼である。直線スタッキング静翼では、半径方向

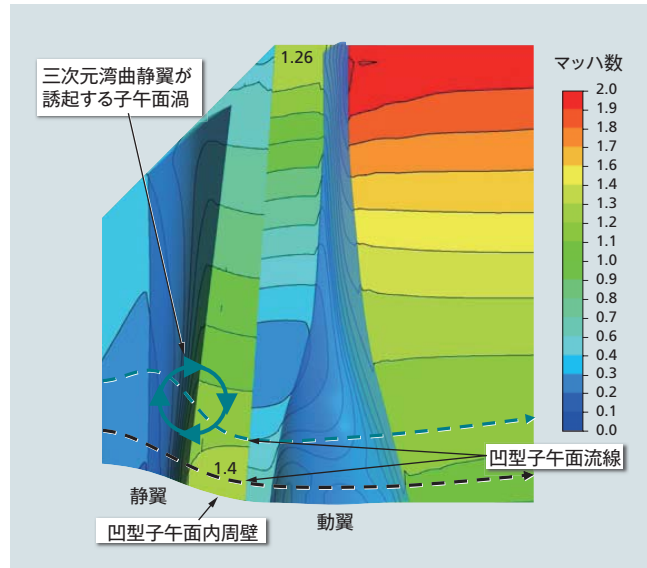
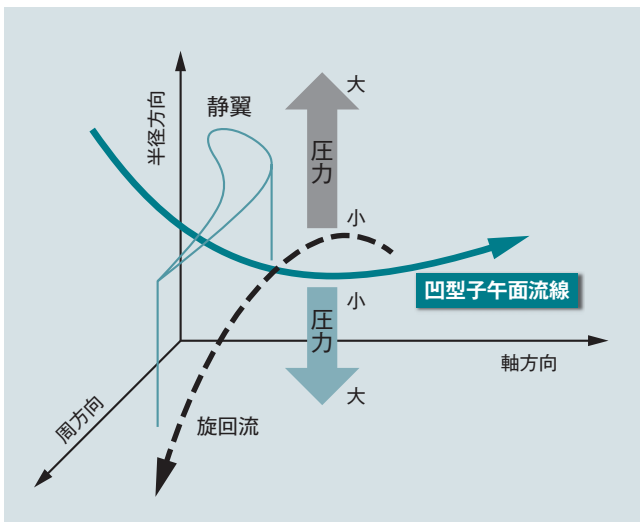


図6 | 三次元段落乱流解析による子午面内のマッハ数分布

静翼部はマッハ数であり、動翼部は相対マッハ数である。三次元湾曲静翼の誘起する渦と凹型内周壁形状により、静翼出口で凹型曲率を持つ子午面流線を誘起することで、静翼流出・動翼流入相対マッハ数を小さく抑えられている。

に軸を持つ渦のみを発生させるが、三次元湾曲静翼は、周方向に湾曲しているために、周方向に垂直な面である子午面内にも渦を誘起する（図7参照）。この子午面渦は、図6に示すように、静動翼間で凹型曲率を持つ子午面流線を形成する。凹型子午面内周壁は、内周近傍の流線に凹型曲率を導入できる。

三次元湾曲静翼と子午面内周壁形状は、三次元段落乱流解析を用いて最適設計した。解析結果のマッハ数分布を図6に示す。動翼先端流入相対マッハ数は1.26であり、強い上流衝撃波を生じさせない大きさに低減できている。また、段落全体を低反動化した場合には、静翼内周側流出マッハ数は1.6を超えるが、子午面流線曲率制御技術に

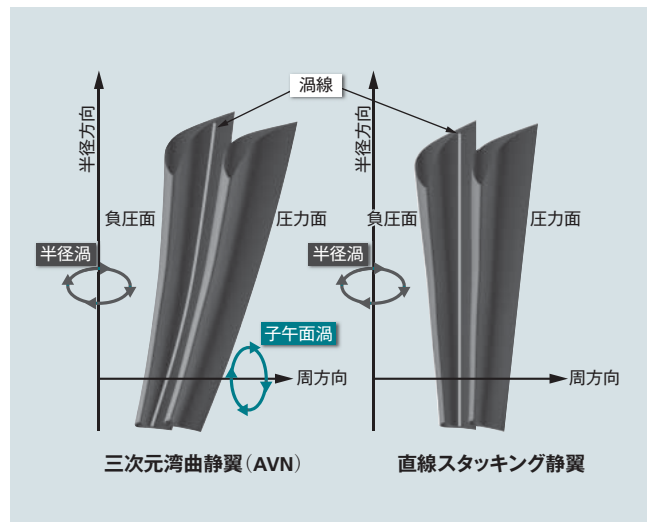


図7 | 三次元湾曲静翼と直線スタッキング翼の比較

三次元湾曲静翼は、翼圧力面を内周側に向けて周方向に傾けた静翼である。その湾曲によって子午面内にも渦を誘起し、子午面流線を制御してマッハ数を適正化する。

よって、外周側の圧力だけを小さくし、内周側の圧力は大きくすることで、内周側流出マッハ数を約1.4に低減できている。

3.2 超音速タービン翼型の開発

衝撃波損失を抑制できる超音速タービン翼型を開発した³⁾。超音速で流入する流れが、翼間で加速され、さらに高速の超音速流となって流出するタービン翼は、最新のジェットエンジンでも例がない、開発した蒸気タービン長翼の特徴である。そのため、超音速タービン翼型は、流れ場と蒸気タービン長翼の特徴を考慮して自社開発した数値乱流解析手法⁴⁾を用いて形状を最適化し、超音速翼列風洞試験²⁾でその流体性能を検証した。

高性能化のために開発した翼型の主な特徴は、以下の三つである。

(1) 翼間流路は、入口部に最小流路面積部（スロート）を持つ広がり流路である。

(2) 前縁部の翼厚み増加が緩やかである。

(3) 翼圧力面上流側の曲率が小さい。

(1) の特徴により、翼間流路で超音速流が滑らかに加速膨張し、後縁衝撃波を弱くできる。また、(2) と (3) の特徴により、上流衝撃波を弱くでき、かつ入口スロート部の流れを均一化することで、設計流量を満足させることができる。

翼列試験は、九州大学の超音速風洞に供試部を取り付けて実施した（図8参照）。吹出し間欠式の風洞であり、作動流体には空気を用いた。ラバールノズルを用いて入口超音速流のマッハ数を設定し、後流板の角度を変えて圧力比を調整した。下方側壁から側壁境界層を吸い込むことで、翼列流れの周期性を改善した。供試翼の実機スケール比は $\frac{1}{3}$ で、翼枚数は7枚、アスペクト比は1.07であり、流れの

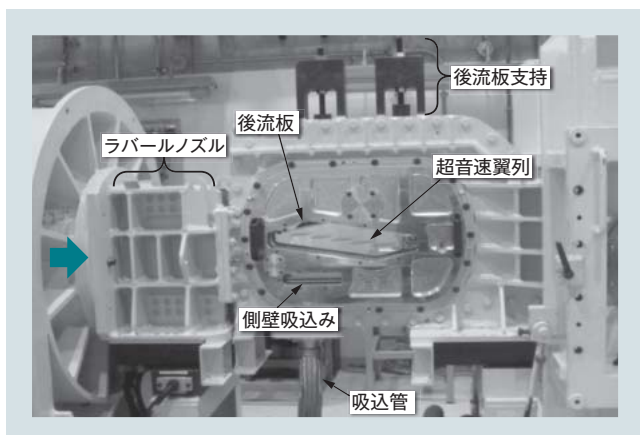


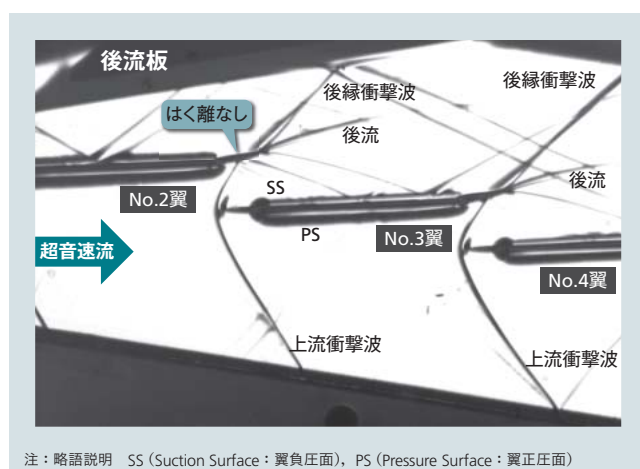
図8 | 超音速翼列試験の風洞供試部

ラバールノズルで超音速流入マッハ数を設定し、流出マッハ数は後流板角度で調整した。翼枚数は7枚、アスペクト比は1.07として、流れの二次元性を確保し、側壁吸込みによって翼列流れの周期性を改善した。

二次元性を確保できている。翼コード長に基づくレイノルズ数は、実機と同等の 2.3×10^6 である。

この翼列風洞試験により、開発した超音速タービン翼型が設計条件を満足し、かつ高性能であることを確認した。試験によって計測されたシュリーレン写真を図9に示す。流入マッハ数は1.26、等エントロピー流出マッハ数は2.1の条件での試験結果である。側壁からの反射衝撃波の影響が小さい、上流から2番目と4番目の翼の間の流れに注目している。翼周りの黒い影は、アクリル製側壁の溝加工時にできたひずみによる影である。超音速流入にも関わらず強い衝撃波は生じておらず、そのため衝撃波との干渉による翼面境界層はく離もない。

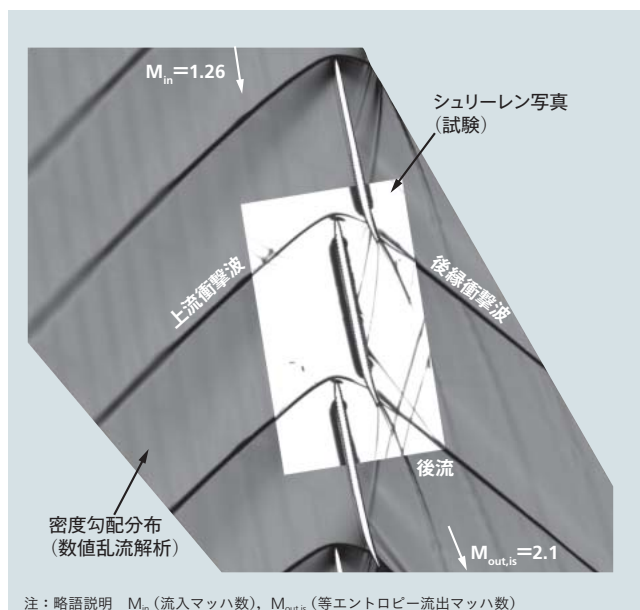
数値乱流解析結果の密度勾配分布に、翼列風洞試験のシュリーレン写真を重ねた図を図10に示す。解析は衝撃



注：略語説明 SS (Suction Surface: 翼負圧面), PS (Pressure Surface: 翼正圧面)

図9 | 超音速翼列試験のシュリーレン可視化写真

上流衝撃波と後縁衝撃波はともに弱い斜め衝撃波であり、また、上流衝撃波との干渉による翼面境界層はく離がないことを確認した。



注：略語説明 M_{in} (流入マッハ数), $M_{out,is}$ (等エントロピー流出マッハ数)

図10 | 超音速タービン翼型の試験と数値乱流解析との比較

上流衝撃波と後縁衝撃波、およびそれらの翼面での反射衝撃波、さらに翼後流の位置が試験とよく一致していることから、数値乱流解析の精度が検証できた。

波を鮮明に捉えられており、上流衝撃波と後縁衝撃波、およびそれらの翼面での反射衝撃波、さらに翼後流の位置が試験とよく一致していることから、超音速タービン翼型設計法と数値乱流解析精度が検証できた。

4. 構造信頼性設計

4.1 強度設計

長翼化に伴って増加する遠心応力を許容応力以内に抑えるため、比強度の大きいチタン合金を用いた。チタン合金は鋼に比べて密度が約56%と小さいため、ロータに作用する応力も小さくできる。また、チタン合金は、湿り蒸気中で動作する最終段動翼に対する耐食性と応力腐食割れに関しても、鋼より優位な特性を持つ。

大変形と接触を考慮した三次元非線形有限要素法解析による、翼の応力分布を図11に示す。翼と翼根部いずれも、許容応力を超えないことが確認できた。特に、翼根部とロータ側の翼溝部は、断面平均応力と接触面圧、局所応力のバランスを適正化し、高サイクル疲労と低サイクル疲労に対して十分な強度裕度を有する設計とした。高サイクル疲労強度と低サイクル疲労強度の基準は、腐食環境中の疲労試験、および翼根部とロータ翼溝部の形状を模擬した要素試験によって確認した。

先端カバーは、接触面のフレット疲労や摩耗に対する強度を確保しつつ、軽量化のために薄くし、翼とロータの応力を低減した。カバー接触部の動特性を模擬できる試験法を考案し⁵⁾、振動接線力が大きくてもフレット疲労が起きない限界接触法線力を特定した。振動接線力は、十分な減衰効果が得られる大きさ以上、過大摩耗が起きる大きさ以下となるように設計した。

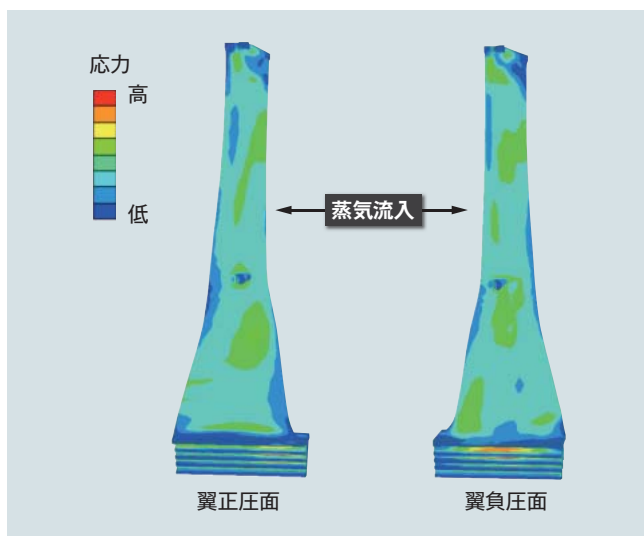


図11 | 翼の応力分布 (有限要素法)
比強度の強いチタン合金を使用することで、遠心応力を許容値以下に抑えた。

4.2 振動設計

長翼化に伴って翼1本の剛性は低下するが、先端カバー部と翼中間高さのタイボスが、互いに接触連結するCCB (Continuous Cover Blade) 構造を採用することで、全周1リング翼として剛性を大きくし、定格回転数近傍で、低次のモードはすべて共振回避した。そのため、運転許容回転数範囲での振動応力は極めて小さい。また、CCB構造は、接触連結部でのエネルギー散逸機構により、構造減衰率が大きく、広い運転範囲で振動応力を許容値以下に小さく抑えることができる。

全周1リング翼の振動の特徴は、連結部材を介して、全周の翼の振動が連成することにある。その結果、単独翼の一つの固有モードに対応して、ディスクの振動と同様に0, 1, 2, ……という一連の節直径モードと呼ばれる固有モード群を持つ。ただし、これらの節直径モードすべてが、回転周波数と同期した励振力に対して共振するわけではなく、加振ハーモニクスと節直径数が一致する (正確には加振ハーモニクスと節直径数の和あるいは差が動翼枚数の整数倍) 場合のみ共振が起こる。翼一次曲げの三次節直径モードを図12に示す。このような全周1リング翼の振動モードの特徴を考慮し、共振回避設計をした。

また、120%オーバースピード運転後の残留変形量を弾塑性解析によって評価し、定格回転時にカバーとタイボスが互いに剛に連結され、全周1リング構造が維持できるようにした。剛性を大きくすることで翼振動に対する応答を小さくでき、加えてカバーやタイボスの接触部が振動減衰機構として働くように、接触角度、接触面積、接触開始回転数と静止時間隙を決めた。

真空チャンバを用いた回転振動試験により、定格回転数近傍で、低次のモードがすべて共振回避していることを確認した (図13参照)。

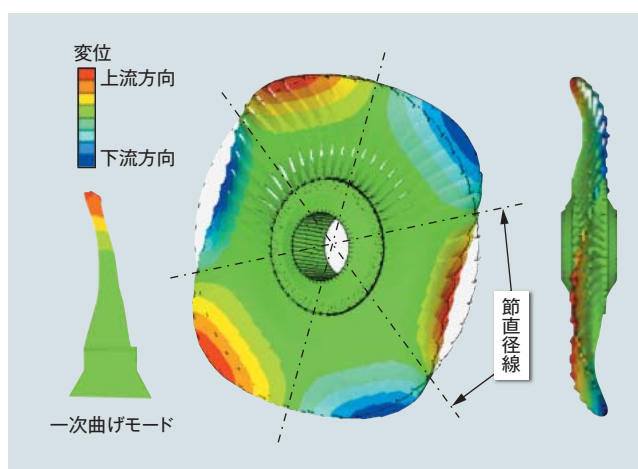


図12 | 振動解析による翼一次曲げの三次節直径モード
全周1リング翼として剛性を大きくし、定格回転数近傍で、低次のモードはすべて共振回避した。

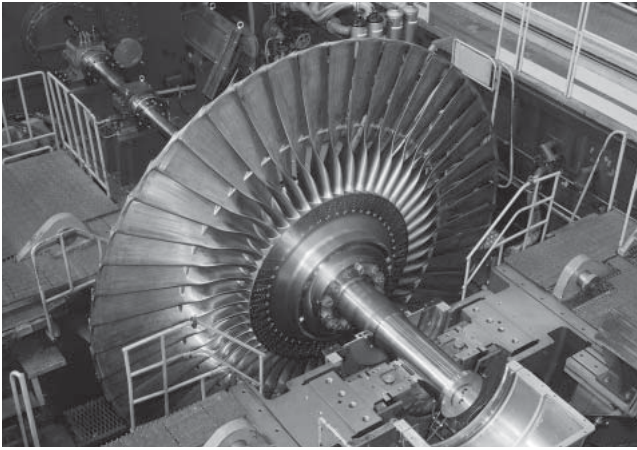


図13 | 回転振動試験

真空チャンバ内での回転振動試験により、共振回避を確認した。

5. おわりに

ここでは、蒸気タービンの高効率化技術、特にチタン製50インチおよび60インチ最終段長翼の開発について述べた。

これらの翼を用いることで、1,000 MW級蒸気タービンを低圧タービン2車室とし、タービン効率を向上させることができる。環帯面積増大により、40/48インチ翼を用いた蒸気タービンに対し、段落から排出される動力に利用できない運動エネルギー、すなわち排気損失を低減することで、再熱蒸気温度上昇の効果なども含め、タービン効率を相対値で約2.5%向上できる。

長翼化に伴う先端部の超音速流入の課題に対し、数値乱流解析技術と超音速翼列風洞試験を用いて、超音速タービン翼型を開発した。比強度の大きいチタン合金を適用し、翼とロータ両方の遠心応力を低減して、十分な強度裕度を有する設計とした。翼が互いに接触連結する構造とすることで、全周1リング翼として剛性と振動減衰を大きくし、定格回転数近傍で共振回避した。

開発した50インチ翼は、韓国西部発電株式会社の泰安(テアン)火力発電所9号機および10号機向け1,050 MW超々臨界圧石炭火力発電用蒸気タービンに適用する。

参考文献

- 1) International Energy Agency : Energy Technology Perspectives 2012
- 2) S. Senoo, et al. : Development of Titanium 3600rpm-50inch and 3000rpm-60inch Last Stage Blades for Steam Turbines, Proceedings of IGTC 2011, IGTC2011-0249, pp. 1-8 (2011)
- 3) S. Senoo : Development of Design Method for Supersonic Turbine Aerofoils near the Tip of Long Blades in Steam Turbines Part 1: Overall Configuration, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68218, pp.1-12 (2012)
- 4) S. Senoo, et al. : A Numerical Method for Turbulent Flows in Highly Staggered and Low Solidity Supersonic Turbine Cascades, Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-45450, pp.1-12 (2011)
- 5) K. Asai, et al. : Experimental Validation of Fretting Fatigue Strength and Fretting Wear Rate at Contact Surface of Turbine-Blade-Shroud Cover, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68576, pp.1-8 (2012)

執筆者紹介



妹尾 茂樹

1994年日立製作所入社，日立研究所 エネルギー・環境研究センターターボ機械研究部 所属
現在，蒸気タービンの研究開発に従事
博士(工学)，技術士(機械部門)
日本機械学会会員，日本ガスタービン学会会員，日本流体力学学会会員，米国機械学会会員



浅井 邦夫

1997年日立製作所入社，日立研究所 材料研究センター エネルギー材料研究部 所属
現在，蒸気タービンの強度・信頼性に関する研究開発に従事
日本機械学会会員，日本材料学会会員，日本ガスタービン学会会員



黒澤 淳浩

1991年日立製作所入社，電力システム社 日立事業所 蒸気タービン設計部 所属
現在，蒸気タービンの見積もり・設計業務に従事



李 宏元

2001年日立製作所入社，電力システム社 日立事業所 蒸気タービン設計部 所属
現在，蒸気タービンの見積もり・設計業務に従事