3 000rpm 48 インチ低圧タービン翼の開発

Development of 3 000 rpm 48 Inch Low Pressure End Blade

原動機事業本部　山本哲也*1
高砂製作所　渡辺英一郎*2　大山宏治*3
技術本部　宮脇俊裕*4　金子康智*5

三菱重工では，蒸気タービン低圧最終翼群の長期運用に伴う腐食環境下での耐力並びにDSS（Daily Start and Stop）運用に対する耐力を抜本的に向上するとともに，性能も大幅に改善するため完全三次元設計インテグラルシュラウド翼（ISB）の最終翼群シリーズを開発してきた．現在までに既に8種類の翼群が，発電用蒸気タービンプラントに適用され，順調に運転されている．このほど，これらの開発設計技術及び実機の実績を踏まえ，さらに，大幅な大容量化，低コスト化を可能にする3 000 rpm 48インチスチール翼の開発設計を完了し，回転振動試験を実施して計画どおりの振動特性を確認した．本最終翼群の採用により，600 MW級低圧タービンの1車室，また，1 000 MW級以上のタンデムコンパウンド型タービンを2車室等タービンプラントの低コスト化が可能となる．

In order to enhance reliability during long term operation and cyclic operation and also to improve thermal efficiency, the new integral shroud blade LP-END series has been developed. These new ISBs have been applied to the newly constructed units and existing turbine LP rotor replacement and are in successfully operation. Our 3 000 rpm 48 inch ISB LP-END blading has been developed based on the above design technology and operating experience to meet the requirement for a large capacity and more economical turbine plant. The vibration characteristic were verified by the rotation tests. This blading leads the design of a 2-flow 600 MW turbine plant.

1. まえがき

当社では，インテグラルシュラウド翼構造（ISB：Integral Shroud Blade）及び最新の三次元流動解析技術を採用することにより，長期運用に伴う腐食環境下での耐力及びDSS（Daily Start and Stop）運用に対する耐力を抜本的に向上するとともに，性能も大幅に改善した次世代ISB最終翼群シリーズの開発，発電用蒸気タービンへの適用を推進中である[1]．既に，3 600 rpm 25，29.5，33インチ，3 000 rpm 30，35.4，40.5インチ，1 800 rpm 41，46インチ翼は，実機に適用済みであり，順調に運用され実績を上げている[2]．

この度，これらの開発設計技術及び実機の運転実績を踏まえ，更に大幅な大容量化，低コスト化を可能にする，3 000 rpm 48インチ，3 600 rpm 40インチ（3 000 rpm 48インチ翼の相似設計翼）スチールISB最終翼群の開発設計を完了し，回転振動試験を実施，その製造性及び振動特性が計画どおりであることを確認した．

本報では，この3 000 rpm 48インチ翼の開発設計及び回転振動試験結果について紹介する．

2. 3 000 rpm 48インチ翼の開発設計

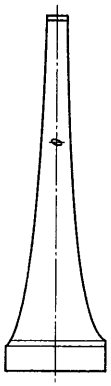
2.1 開発設計

低圧タービン最終翼の翼長は，その出力分担，排気環状面積及び外径寸法からタービンの性能，排気損失，車室の大きさ，車室数ほかを決定する重要なパラメータとなっている．

3 000 rpm 48インチ翼の設計では，ボス比（翼の内径/翼の外径）を従来採用されていた0.5から0.4とする，いわゆる低ボス比設計を採用することにより翼長を増大し，排気環状面積を十分に確保すると同時に，外径寸法を小さくすることを可能としている．

この結果，翼材として従来の17-4 PH鋼（ステンレススチール材）を採用しながら，スチール材としては最大級であった3 000 rpm 40インチ翼に対して1.2倍の翼長増加，約1.3倍の環状面積の増加を達成した．これにより50 Hz機では600 MW級の低圧タービンを従来の2車室（4 FLOW）から1車室（2 FLOW）とすることが可能となり，また1 000 MW級以上のタンデムコンパウンド型タービンが低圧2車室で製作可能となった．60 Hz機に対しては，従来チタン材による40インチ翼が採用されていた700 MW級タービンが3 000 rpm 48インチ翼の相似設計であるスチール製の40インチ翼で製作できる．低ボス比設計により，48インチ最終

表1　3 000 rpm 48インチ翼の基本仕様
Major specification of 3 000 rpm 48 inch integral shroud blade

基本仕様	48インチISB
	
回転数　(rpm)	3 000
翼高さ　(mm)	1 220
翼構造	ISB
翼材料	17-4 PH
翼根型式	ストレートサイドエントリ

*1 原動機技術センタータービン技術部タービン技術一課長
*2 タービン技術部タービン設計課主査
*3 タービン技術部タービン設計課
*4 高砂研究所ターボ機械研究推進室
*5 高砂研究所振動・騒音研究室主務 工博

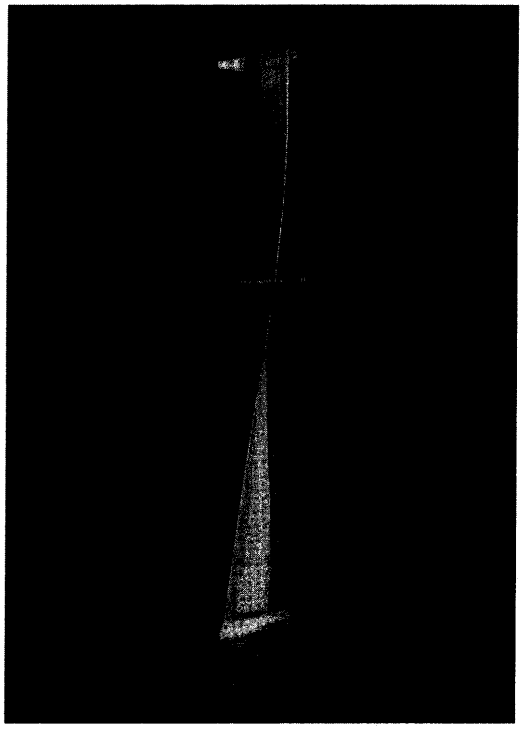


図1　3 000 rpm 48 インチ翼　3 000 rpm 48 インチ翼の外観を示す.
Newly developed 3 000 rpm 48 inch ISB

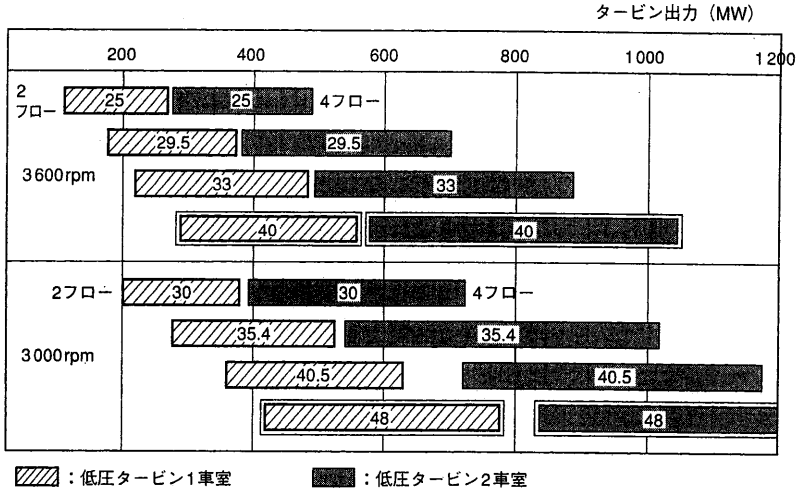


図2　3 000 rpm 48 インチ，3 600 rpm 40 インチ翼最終翼群の適用範囲
Application range of 3 000 rpm 48 inch, 3 600 rpm 40 inch LP-END

翼の外径は小さくなるので，従来の 40 インチ級の車室の採用が可能となり，タービン建屋も含めタービンプラント全体に対する大幅なコスト低減に貢献する.

表1 に 3 000 rpm 48 インチ翼の基本仕様を示し，**図1** に 3 000 rpm 48 インチ翼を示す．また，**図2** には適用範囲を示す.

2．2　空 力 設 計

3 000 rpm 48 インチ翼の空力設計には，最新の数値流体力学（CFD：Computational Fluid Dynamics）による三次元多段流動解析技術を駆使した完全三次元流れ場設計[3]~[5]を採用し，全体の損失が最小になるように各段の仕事分担，翼高さ方向の負荷分布を最適化しているほか，低ボス比，高マッハ数に対応する技術としては以下を採用している.

① 静翼曲面壁（Endwall Contour）

一般的に低ボス比翼列では，翼内径側の反動度が小さくなり，動翼入口部で局所的に流れが閉そくしたり，流れの転向角が増加して，翼性能が低下する傾向にある．そこで従来の ISB 最終翼群シリーズ同様に，静翼内径側の流出角を大きくかつ翼を周方向に湾曲させた Bow 静翼を採用すると同時に，新設計翼は静翼の内径，外径側の両端壁に曲面壁を採用している．本技術により，翼内径側の反動度を増加させるのに加え，静翼外壁部では端壁近傍に流れを強制的に送込むことにより，二次流れ損失の発生を抑えている.

② 新型 C-D プロファイル（Convergence-Divergence Blade）

長翼化を図ると動翼先端部の流速が増大し，衝撃波損失の増加が問題になるが，部分負荷運転を考えると，最終段動翼は遷音速から超音速までの広い領域で使用されるので，翼背面形状設計に細心の注意を要する．そこで粘性流動解析を用い，全運転領域で翼面境界層厚さと衝撃波強さを評価し，損失が最少となる新型 C-D プロファイルを決定した.

以上のように一次元的な仕事配分，三次元的な流れ場（Flow Pass Layout），翼プロファイルに至るトータルバランスを考慮した最適化を図り，従来以上の性能向上を目指している.

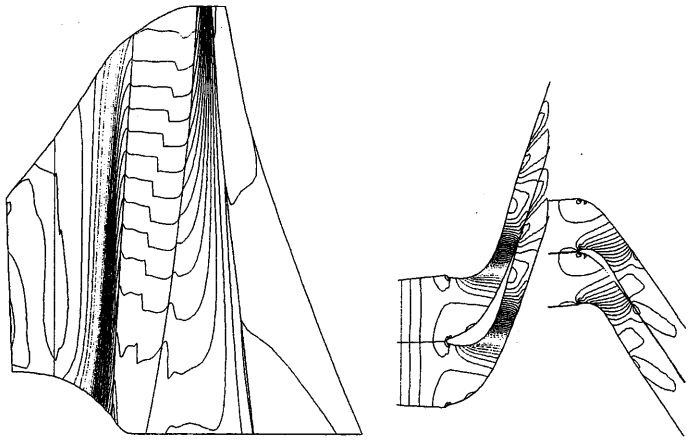


図3　三次元粘性流動解析結果　湾曲静翼，曲面壁を採用，粘性解析を駆使して最適化が図られている.
Results of 3-D viscous flow field analysis

図3 に，3 000 rpm 48 インチ翼の三次元粘性流動解析結果を示す.

2．3　強 度 設 計

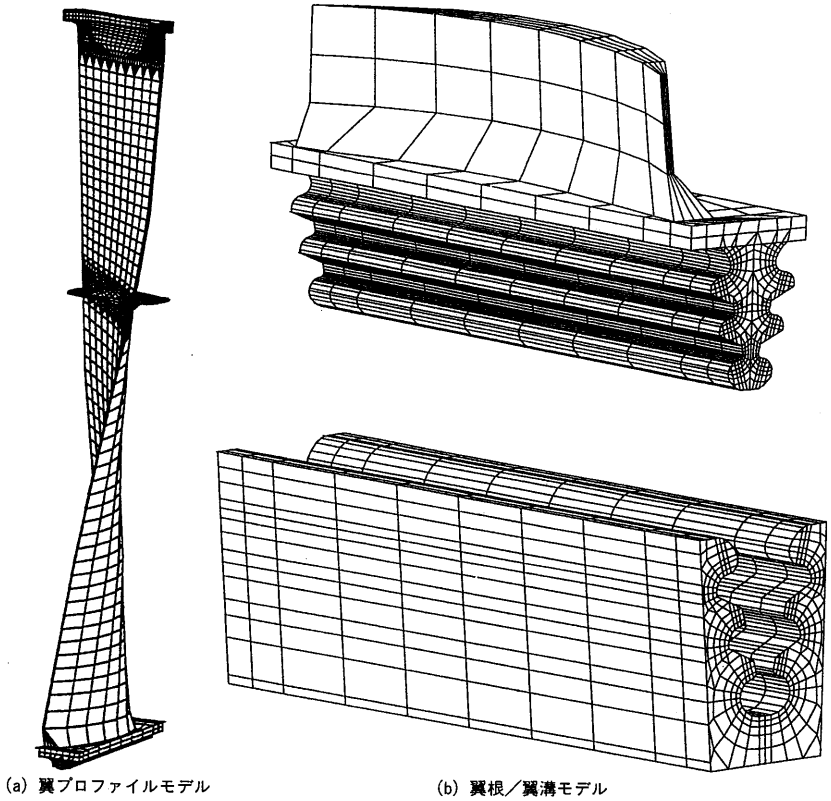
翼構造には，従来のつづり翼構造よりも振動強度上有利な ISB 構造を採用し，大幅な信頼性の向上を図っている．ISB 構造は，遠心力によって生じる翼のねじり戻り変形を採用して隣接するシュラウドやスタブをコンタクトさせるため，以下の振動強度上非常に有利な特性を有している.

① 振動特性が単純になり，応答する振動モード数を少なくできる.

② 構造ダンピングを大きくできるため，振動応力を小さくできる.

このような ISB 構造の振動特性については，これまでに開発してきた ISB 最終翼群シリーズの回転振動試験や実負荷試験を通じて十分な検証が行われている.

静的強度構造設計に対しては，最新の三次元有限要素法による詳細解析[6]を実施して，局部応力の低減，翼プロファイル及び翼根／翼溝の応力バランスの最適化を図り，従来から採用している



(a) 翼プロファイルモデル　　(b) 翼根／翼溝モデル

図4　三次元有限要素法モデル　静的局部応力，振動解析の詳細検討を実施している．
Finite element model

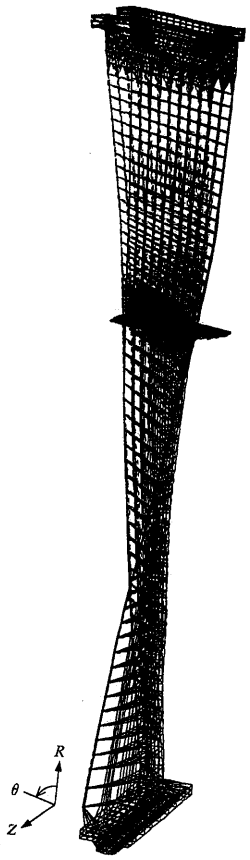


図5　振動モード解析結果
解析により得られた3 000 rpm 48インチ翼の振動モードの例を示す．
Example of modal deformation element by finite analysis

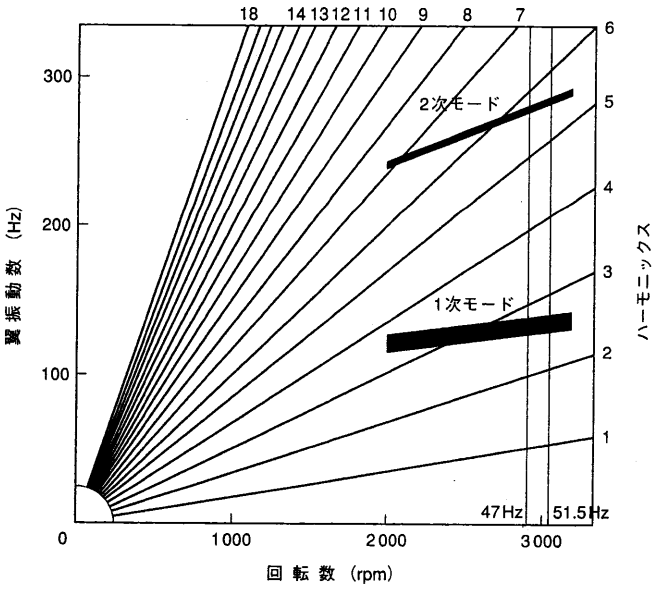


図6　キャンベル線図　解析により得られた3 000 rpm 48インチ翼のキャンベル線図を示す．
Campbell diagram of finite element vibration analysis

17-4 PH鋼で十分な強度を確保している．

特に，SCC（Stress Corrosion Cracking：応力腐食割れ）及びCF（Corrosion Fatigue：腐食疲労）の耐力向上のため，ISB構造により可能となった大型翼根／翼溝の採用及び形状の最適化により，静的な局部応力を従来の約60％までに低減して，強度の大幅な向上を達成している．

一方，静的解析と同様に振動強度設計においても大型スーパコンピュータを駆使し，詳細モデルによる三次元有限要素法解析を実施し，十分な振動強度を確保するようにしている．

さらに，シュラウドやスタブの摩擦を考慮した非線形周波数応答解析を実施し，実機運転条件下で最適なダンピング特性が得られるようにシュラウドやスタブの初期間げきを設定している[7)~11)]．

図4に3 000 rpm 48インチ翼の三次元有限要素法モデル，図5に振動モード解析結果，図6に解析により得られたキャンベル線図を示す．

3．回転振動試験

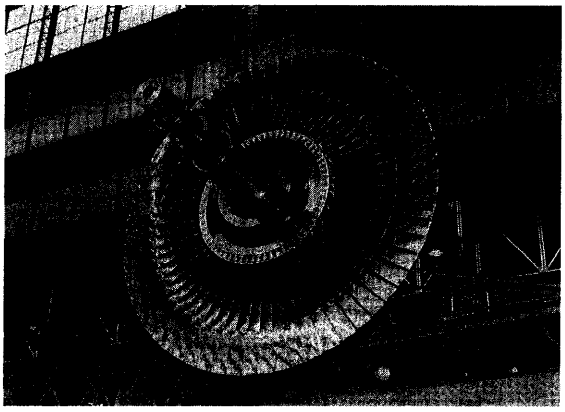
開発設計の完了した3 000 rpm 48インチ翼に対して一列分の実物大の供試翼を製作し，製造性を確認するとともに，当社高砂製作所の高速バランス設備において回転振動試験を実施し，振動特性を検証した．

回転振動試験では，供試翼を植えた回転振動試験ロータを真空室に設置し，空気ジェットを吹付けながらロータの回転数を変化させて，共振点を通過させ，共振時の振動数や振動モードを計測した．

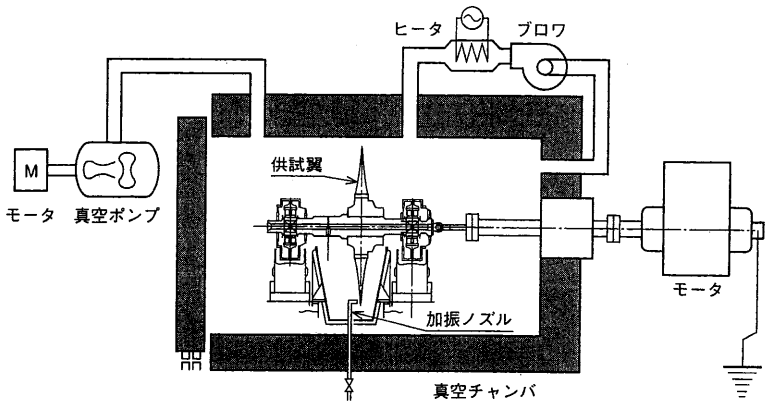
なお，翼の固有振動数や振動モードの計測には，当社で開発した回転振動試験用BVM装置[12)]（Blade Vibration Monitor：非接触翼振動計測装置）を利用した．BVM装置は，静止側に取付けたセンサを各翼が通過する時刻が，翼が振動しているときとしていないときとで時間差を生じることを利用して，非接触にて翼振動を計測する装置である．

本試験装置を使用した回転振動試験では，ロータの下半分だけに等ピッチで20個程度のセンサを取付けておき，1/2回転分の計測データから1回転分の振動波形を再現するようにしているため，全翼の振動数や振動モードを非常に効率的に計測することができる．

図7に回転振動試験ロータの外観と試験装置を，図8に試験に



(a) 回転振動試験ロータ



(b) 回転振動試験装置

図7　回転振動試験ロータ外観及び試験装置
Rotating test rotor and test facility

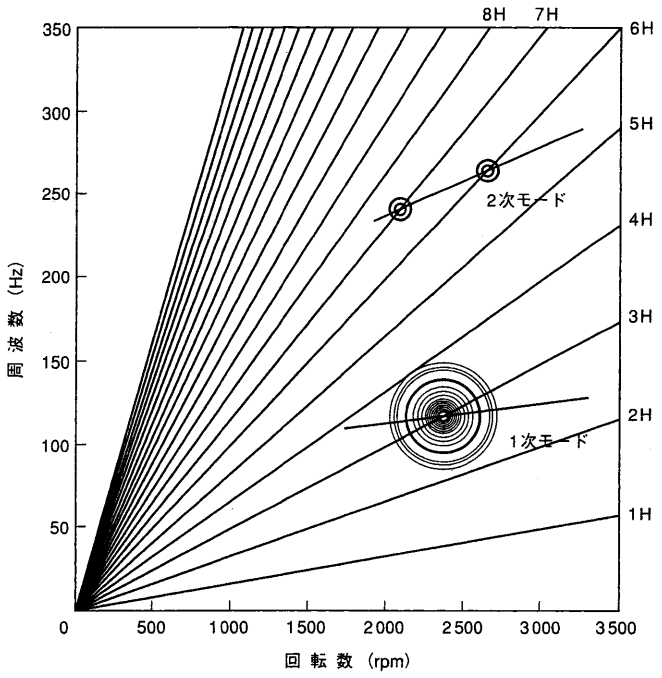


図8　回転振動試験結果　回転振動試験により得られた3 000 rpm 48インチ翼のキャンベル線図を示す.
Rotating test results

より得られたキャンベル線図と振動モードを示す. これらの計測結果から, 3 000 rpm 48インチ翼の振動特性が計画どおりであり, 47 Hzから51.5 Hzまでの低, 高サイクル運転範囲において, 十分に共振を回避していることを確認した.

4. あ と が き

高信頼性, 高性能を両立した次世代ISB最終翼群シリーズに対して, 更に大容量化, 低コスト化を目標にした, 3 000 rpm 48インチ, 3 600 rpm 40インチISB最終翼群の開発設計を完了し, 回転振動試験を実施してその製造性及び計画どおりの振動特性を確認した.

本最終翼群は, 最終総合検証試験としてフルロードの実負荷試験を実施して, 性能, 信頼性の確認を行い, 発電用蒸気タービンに適用する予定である.

本最終翼群の適用により, 600 MW級の低圧タービンを従来の2車室から1車室に, また1 000 MW級以上のコンパウンド型タービンを2車室にすることが可能となる等, プラント建設費の大幅な低減が可能となる.

参 考 文 献

(1) Watanabe, E. et al., High Efficiency and Reliable New Low Pressure End Integral Shroud Blades, Icope (1993) p.393
(2) 杉谷敏夫ほか, 耐力向上型高効率33インチISB低圧最終翼群の開発, 三菱重工技報 Vol.32 No.1 (1995-1) p.12
(3) Denton, J., An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation, ASME Paper 82-GT-239(3)
(4) Miyawaki, T. et al., Improvement of LP Turbine Efficiency by Fully 3 D Designed Blade, ASME IJPGC Paper PWR-Vol.18 (1992)
(5) 宮脇俊裕ほか, 数値流体解析のターボ機械への適用, 三菱重工技報 Vol.33 No.4 (1996-7) p.274
(6) 間瀬正隆ほか, 蒸気タービン翼の翼根と翼溝の接触解析に関する研究, 日本機械学会論文集 (A編) 57巻541号 (1991-9)
(7) 金子康智ほか, 部分構造合成法によるタンパ翼の振動解析, 日本機械学会論文集, 60-570 C (1994) p.399
(8) Kaneko, Y. et al., Vibrational Characteristics of Rotating Blade with Mechanical Damper, Yokohama Inc. Gas Turbine Congress (1995-10) p.191
(9) 金子康智ほか, 有限要素法と伝達マトリックス法を利用した翼・ディスク・軸連成振動解析, 日本機械学会論文集 61-586 C (1995) p.2 210
(10) Kaneko, Y. et al., Vibration Analysis of Integral Shroud Blade for Steam Turbine, Icope (1997) p.455
(11) 金子康智ほか, インテグラルシュラウド翼の振動特性予測精度の向上, 三菱重工技報 Vol.34 No.1 (1997-1) p.10
(12) 角家義樹ほか, 蒸気タービン翼の非接触による振動計測技術に関する研究, 日本機械学会論文集, 58-555 C (1992) p.3 196