

高効率・高信頼性タービン長大翼の開発

Development of High Efficiency and Reliability Low Pressure End Blade

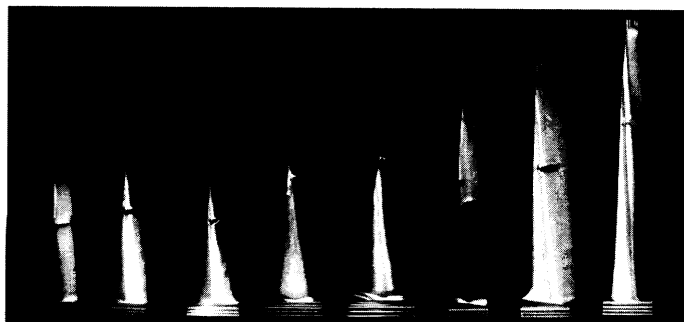
高砂製作所 渡辺 英一郎^{*1} 大山 宏治^{*2}
金 子 康 智^{*3}
技 術 本 部 宮 脇 俊 裕^{*4}

発電プラントにおいて、蒸気タービン低圧最終翼群に用いられる長大翼は、車室数やタービンの大きさを決定するだけでなく、タービン効率に大きな影響を及ぼす最重要部である。三菱重工では、最終翼群長大翼に対し、インテグラルシュラウド翼構造 (ISB: Integral Shroud Blade 以下 ISB と称す) を採用すると同時に、最新の解析技術を駆使した開発設計を行い、性能及び信頼性を抜本的に向上させた ISB 最終翼群シリーズの開発、実機適用を推進中であり、既に、3 600 rpm チタン 45 インチ翼、1 500/1 800 rpm 54 インチ翼ほか 15 翼群のシリーズ化を完了し、最大 10 年の運転実績及び大幅な効率向上を達成している。本報では、これら高効率 ISB 長大翼の開発設計技術及び検証試験について紹介する。

A low pressure end blade for thermal power plant is one of the most important elements in a steam turbine design to determine the performance, the dimension and the number of casings of the turbine. Applying the state-of-the-art technology for aerodynamic design and mechanical design, Mitsubishi Heavy Industries (MHI) has been conducting a developing program of new advanced low pressure end blades with ISB (ISB: Integral Shroud Blade) construction in order to enhance steam turbine efficiency and reliability. A series of these low pressure end blades has been completed for 50Hz and 60Hz unit application including 3 600rpm 45 inch titanium blade, and 1 500/1 800rpm 54 inch steel blade. And those blades have good operation experience up to more than 10 years. This paper reports on the up-to-date design technology applied for new advanced low pressure end blades and on the verification tests to ensure high efficiency and reliability of the blade.

1. ま え が き

発電プラント用蒸気タービンにおいて、最終翼群に用いられる長大翼は、低圧タービン車室数やタービン全体の大きさを決定するだけでなく、出力分担が大きくまた排気損失を決定するため、タービン全体効率に大きな影響を及ぼす最重要部である。その作動環境は、高マッハ数流動による衝撃波発生、湿り蒸気による損失発生、それぞれの干渉など複雑な流れ場であり、また腐食環境、DSS 運用 (Daily Startup and Shutdown) など性能的にも強度的にも非常に厳しいものである。



25IN 29.5IN 33IN 40IN チタン45IN 41IN 46IN 54IN
図1 高効率タービン長大翼シリーズ (60 Hz 機用)
Series of low pressure end blade for high efficiency steam turbine

当社では、最終翼群長大翼に対し耐振動強度に優れた ISB (Integral Shroud Blade) 構造を採用し、最新の解析技術を駆使した設計を行い、性能及び信頼性を抜本的に向上させた高効率タービン最終翼群シリーズの開発、回転振動試験、実負荷総合試験により十分な検証を実施後、発電プラント用蒸気タービン実機適用を推進中である⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。

既に、3 600 rpm チタン 45 インチ翼、1 500/1 800 rpm 54 インチ翼ほか 15 翼群のシリーズ化を完了、最大 10 年の運転実績及び大幅な効率向上を達成している⁽⁴⁾。

図1に上記の ISB シリーズ 60 Hz 機用の最終翼を、図2に、シリーズの適用範囲を示す。

本報では、これら高効率タービン長大翼の開発技術、検証試験について紹介する。

2. 開 発 設 計

開発設計段階では、翼関係計画を含むフローパタン及びプロファイル設計を実施する空力設計と、静的強度、耐振強度検討を実施する強度設計を行う。この段階で、実績、最新の知見ほか、新しいコンセプトが盛り込まれる。

2.1 空 力 設 計

最終翼群の流れ場は、急拡大する壁傾斜のため特に流れの三次元性が強く、また高マッハ数流れのために衝撃波と境界層との干渉が生ずるほか、湿り環境下であるという非常に複雑なものとなっている。空力設計段階では、この流れに対して最新の数値流体力学 (CFD: Computational Fluid

*1 タービン技術部次長

*2 タービン技術部タービン設計課主席

*3 タービン技術部ガスタービン設計課主席

*4 高砂研究所ターボ機械研究推進室

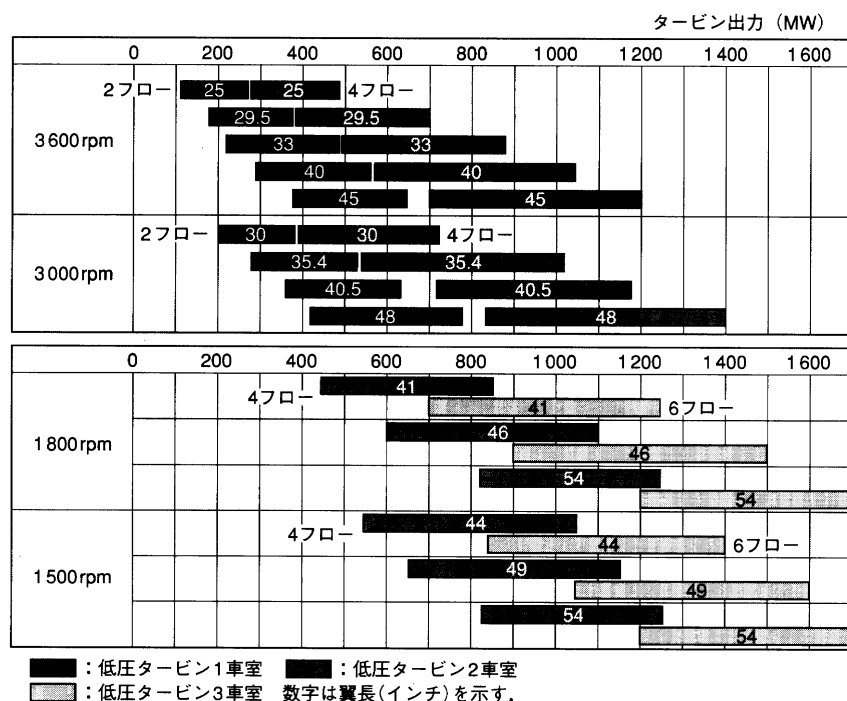


図2 高効率タービン長大翼適用範囲

Application range of low pressure end blade for high efficiency steam turbine

Dynamics) による三次元多段粘性流動解析を用いた完全三次元流れ設計⁽⁵⁾⁽⁶⁾⁽⁷⁾を採用し、多段タービン翼列内の流れ場における壁形状、翼型形状及びこれらから発生、影響される流体力をすべて考慮することにより各段・各列、翼面上の負荷分布コントロールを実施し、流れ場全体の最適化を行っている。

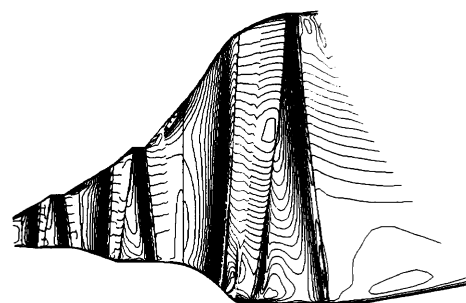
この結果静翼には、湾曲静翼 (BOW 静翼)、静翼曲面壁 (エンドウォールコンタ) を採用し、多段タービンとして損失の大幅な低減を図っている。

多段粘性解析の一例として、図3に、最終翼からL-2段静動翼解析の場合の子午面の解析結果を示す。

フローパタン設計と同時に、翼型の最適化も実施する。最新の粘性解析では、衝撃波と境界層の干渉等の複雑な流れを高精度で解析可能であるため、特にチップ部付近の高流出マッハ数領域流れに対して、さらに衝撃波損失の大幅な低減を図った新型C-Dパッセージプロファイル (Negative Contoured Converge-Diverge Passage Profile) を開発、採用している。図4に新型プロファイルの解析結果を示す。

最終翼出口から排気室、中間胴及びコンデンサまでの流れ場においても、同様に三次元粘性流動解析を実施し、損失低減のための形状検討を実施している。排気室の重要な役割は、最終翼出口からの蒸気の運動エネルギーを回収することであり、この性能は最終翼出口の圧力分布ほかに多大な影響を与え、タービン損失のうちの大きな一因である排気損失の大きさを左右する。この形状最適化の検討により、三次元非対称フローガイドを開発し、最終翼出口からの流れをスムーズに改良、圧力損失を低減、運動エネルギー回収効率をより高いものとし、抜本的な排気損失の低減を実現している。

図5に従来型及び三次元フローガイド形状を示す。



子午面流れ

図3 三次元流動解析結果 三次元多段粘性流動解析を用いた完全三次元流れ設計を採用し、流れ場全体の最適化を行っている。
Result of 3-D flow field analysis

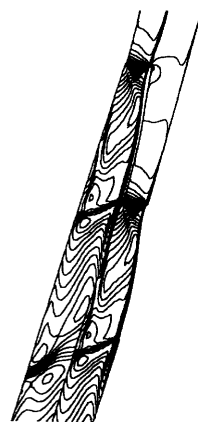
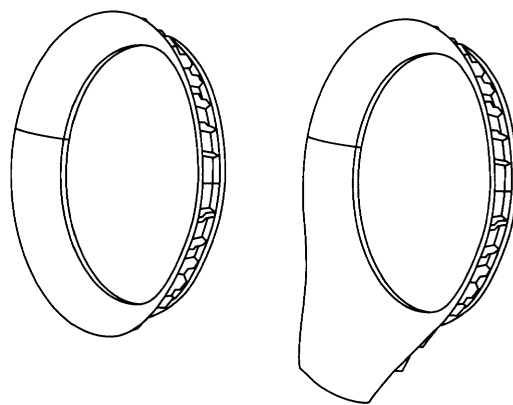


図4 新型C-Dプロファイル解析結果 チップ部付近の高流出マッハ数領域流れに対して、衝撃波損失の大幅な低減を図っている。
Analysis of negative contoured converge-diverge passage profile



(a) 従来型フローガイド (b) 三次元非対称フローガイド

図5 フローガイド形状 従来型フローガイド及び三次元非対称フローガイドの形状を示す。
Shape of flow guide

2.2 強度設計

強度設計では、静的強度、振動強度共、三次元有限要素法による詳細解析を実施している。

低圧最終翼群 ISB では、遠心力場での翼のねじり変形を利用したシュラウド/スタブの接触により、全周つづり翼構造を形成するため、構造解析上、変形解析の精度が重要となる。このため、変形に対応した剛性変化及び接触摩擦を考慮した非線形解析が可能な最新コードを用いた解析により詳細な検討を実施し、翼プロファイル、翼根、翼溝の背側、腹側、翼ベースからチップまでの応力バランスほかの最適設計

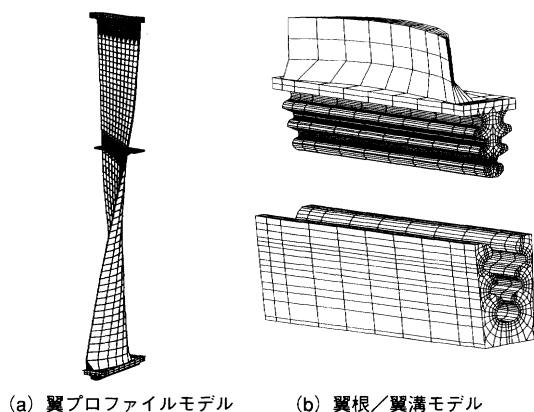


図6 三次元有限要素法解析モデル 静的局部応力，振動解析の詳細検討を実施している。
Finite element model

を実施している⁽⁸⁾。

特に翼根・翼溝部に対しては，SCC (Stress Corrosion Cracking：応力腐食割れ)，CF (Corrosion Fatigue：腐食疲労)，及びDSS運用の耐力向上のため，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翼の約60%までに低減して，強度の大幅な向上を達成している。

図6には，三次元有限要素法解析モデルを示す。

一方，振動解析ではサイクリックシンメトリ法及び非線形応答解析を利用して，シュラウド／スタブにおける構造ダンピングを最大限有効とするように形状検討を実施し，また，低次モードの共振回避度，高次モードの振動応力，ランダム振動応力に対する十分な耐振強度を確保するよう詳細検討を実施している^{(9)~(13)}。

3. 検証試験

開発翼に対しては，回転振動試験及び実負荷試験により性能・信頼性の両面から総合的な検証を実施している。

3.1 回転振動試験

開発設計終了後，製造性，振動特性の検証のため実物大試作翼を用いて，当社高砂製作所的高速バランス設備を用いて回転振動試験を実施する。

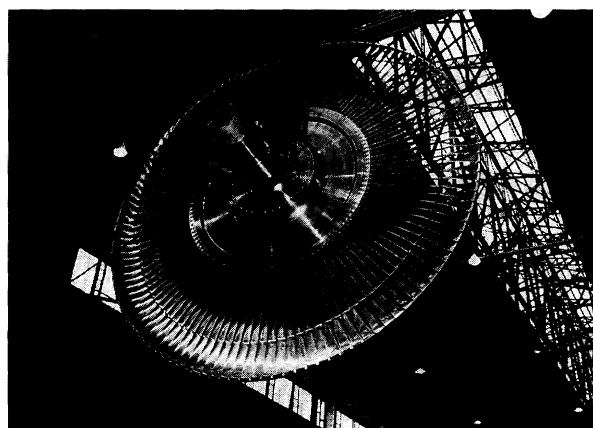
試験は，実物大の試作翼を一分割製作し，これを植えた回転振動試験ロータを高速バランス設備の真空チャンバ内に納め，エア加振しながらモータ駆動により回転変化を与え，共振時に発生する振動応力あるいは，振動振幅を計測しキャンベル線図を作成，振動特性の確認を行う。

図7に，54インチ翼の回転振動試験ロータの外観及び試験結果を示す。

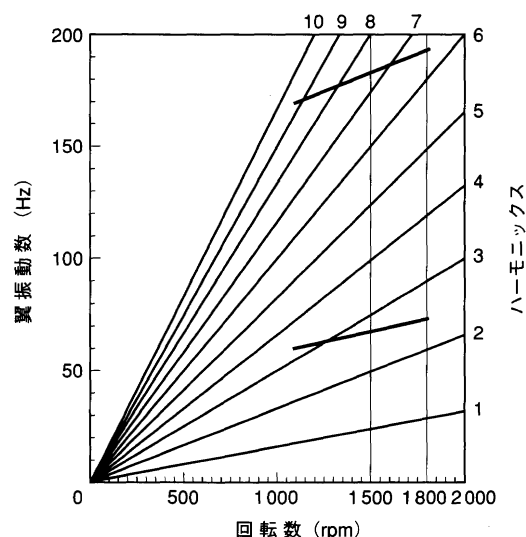
3.2 実負荷試験

回転振動試験で振動特性が確認された後，実物大の試験タービンロータ及び車室を製作し，同じく高砂製作所の蒸気タービン実負荷試験設備を用いて，総合検証試験として実負荷試験を実施する。

本試験設備は，蒸気タービン翼専用開発・検証設備として1985年に建設されて以来，新規開発翼及び要素技術の開発・



(a)回転振動試験ロータ外観



(b) 54インチ翼回転振動試験結果

図7 回転振動試験ロータ外観及び試験結果 (54インチ翼) 54インチ翼回転振動試験ロータ外観及び回転振動試験により得られたキャンベル線図を示す。
Rotating test rotor and test result (54 inch ISB)

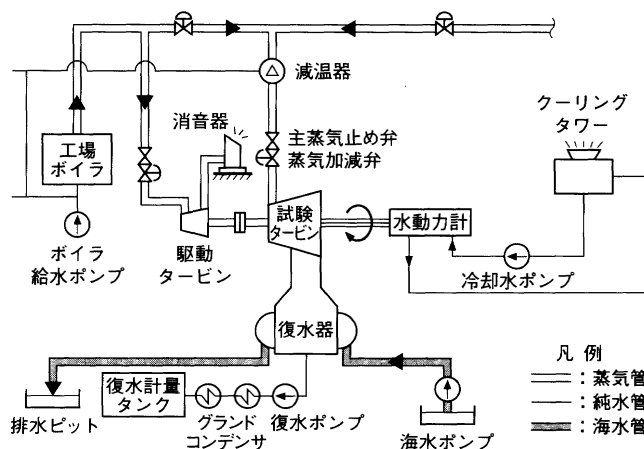
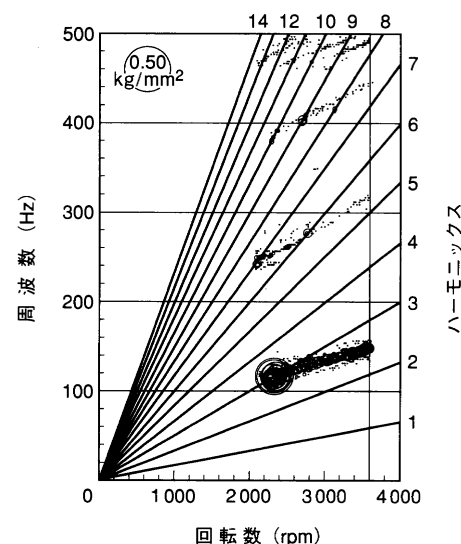
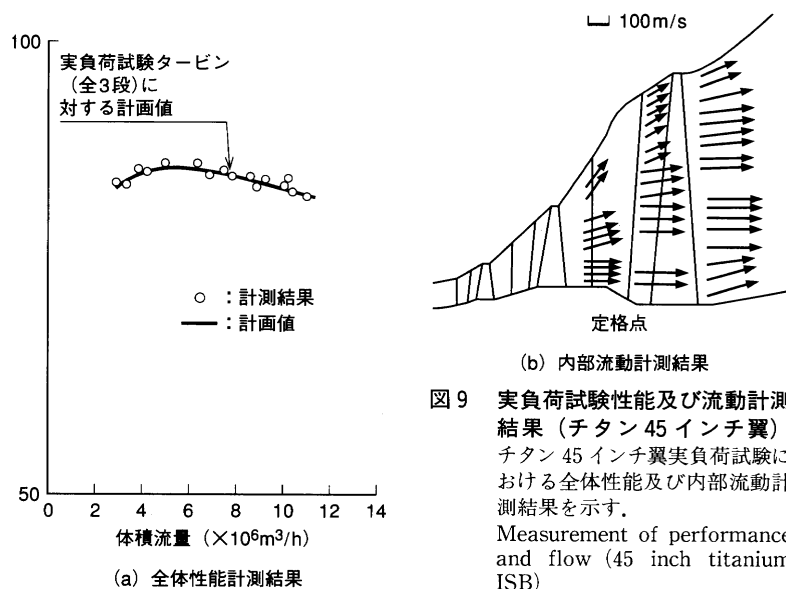


図8 実負荷試験設備設備主系統
Test turbine facility system diagram

検証に用いられており，実際に蒸気を通して，実機と同じ状態あるいは更に厳しい条件で作動させ，翼に発生する振動応



力及び流れの状況を計測することにより、性能及び信頼性の総合検証を可能としている。供試タービンとしては、チタン45インチ翼の実スケールタービンを設置できる規模を有し、最大蒸気流量 400 t/h 以上と世界最大の試験設備である。

図8に設備主系統を示す。

性能・流動計測は性能評価のための出力、蒸気量、蒸気条件、内部流動確認のための翼温度、翼出入り口面の流れ、ピトーラバース、振動応力計測はひずみゲージにより、振動強度評価のための翼振動応力を、低真空低流量から高真空高流量にわたる全域で詳細な計測を実施する。本試験により性能、流動状態及びランダム振動、共振振動応力ほかを確認し、高性能、高信頼性を有することを検証する。

図9には実負荷試験性能及び流動計測結果の一例を示す。計測の結果、計画値と比較し、当初の計画性能を満足し、高性能化が達成されていることを確認した。またフローパタンが計画どおりであることを確認した。振動強度計測では、回転変化試験を実施し各負荷状態における共振振動応力を計測し耐振動強度を確認するほか、駆動タービンにて運転される低負荷、極低負荷時に発生するランダム振動応力の評価を実施し、計画どおりであることを確認した。

図10に回転変化試験により得られたキャンベル線図を示す。ISB構造の採用により従来構造の翼に対し、飛躍的に増大した構造ダンピングの効果により、発生する振動応力は極めて小さく、高い信頼性を有することを確認した。

さらに、本試験により、あらゆる運転域で非同期振動等の不安定の発生等についても検証した。

4. ま と め

当社では蒸気タービン高効率タービン長大翼のシリーズ化を推進中である。

長大翼開発の豊富な経験と、十分な検証試験に基づく最新技術を結集した本シリーズ翼は、高効率化を図るとともに高信頼性、低コスト化も併せて実現することを可能とするなど、発電プラントに対し大いに貢献するものと確信している。

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) 渡辺英一郎ほか, 3 000 rpm 48 インチ低圧タービン翼の開発, 三菱重工技報 Vol.35 No.1 (1998-1) p.6
- (3) 渡辺英一郎ほか, 完全三次元流動設計インテグラルシュラウド翼適用による原子力タービンの高効率・高信頼性化, 三菱重工技報 Vol.35 No.4 (1998-7) p.266
- (4) 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
- (5) Denton, J., An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation, ASME Paper 82-GT-239(3)
- (6) Miyawaki, T. et al., Improvement of LP Turbine Efficiency by Fully 3 D Designed Blade, ASME IJPGC Paper PWR-Vol.18 (1992)
- (7) 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
- (8) 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)
- (9) 金子康智ほか, 部分構造合成法によるダンパ翼の振動解析, 日本機械学会論文集, 60-570 C (1994) p.399
- (10) Kaneko, Y. et al., Vibrational Characteristics of Rotating Blade with Mechanical Damper, Yokohama Int. Gas Turbine Congress (1995-10) p.191
- (11) 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
- (12) Kaneko, Y. et al., Vibration Analysis of Integral Shroud Blade for Steam Turbine, Icope (1997) P. 455
- (13) 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