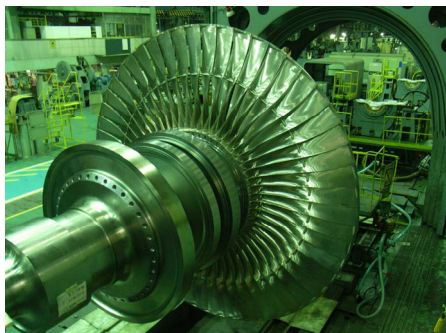


蒸気タービン超長大最終翼群

3600rpm-50IN/3000rpm-60IN の開発

Development of 3600rpm-50IN/3000rpm-60IN Ultra-long Exhaust End Blades



福田 寿士
Hisashi Fukuda

大山 宏治
Hiroharu Ohyama

宮脇 俊裕
Toshihiro Miyawaki

森 一石
Kazushi Mori

角屋 好邦
Yoshikuni Kadoya

平川 裕一
Yuichi Hirakawa

当社は、火力発電用プラント蒸気タービン低圧最終翼群に対して、長年にわたり高効率化、高信頼性化、合理的低コスト化を実現させる ISB 最終翼群シリーズの開発及び実機への適用を推進してきた。平成 15 年には次世代高性能翼(反動翼、衝動翼、最終翼群)を採用した高性能新形タービン⁽¹⁾を開発・実機検証を実施し、内部効率、フローパタンの確認を行った。この度、この高性能化技術を更に発展させるとともに、高強度翼材料を採用した 3600rpm-50IN/3000rpm-60IN スティール製次世代超長大最終翼群の開発設計を完了、検証試験として回転振動試験を実施した。本報では、本翼群の開発設計概要及び回転振動試験結果について報告する。

1. はじめに

エネルギー資源問題、CO₂ 排出抑制などの環境問題及び、発電プラント建設費、運用費など火力発電設備用蒸気タービンの高効率化、低コスト化の要求は更に高まりつつある。

蒸気タービン低圧最終翼群は、出力分担が大きいためにその性能がタービン全体効率に大きな影響を及ぼし、また最終翼の大きさは低圧タービン車室数やタービン全体、すなわちプラント建屋の大きさを決定するなど発電用プラントの効率、建設費に対して多大な影響を及ぼす非常に重要なコンポーネントである。

最終翼の長翼化は、蒸気タービン全体損失の多くを占める排気損失を低減するため、最も効果を期待できる効率向上策であるが、翼根元と先端で流れ場の様相が全く異なり、湿り蒸気中での超音速流れ場になるので、高性能を確保するためには、流体力学における最先端の知見、高度な解析技術と十分な検証データの蓄積を必要とし、また、腐食環境であること、DSS 運用(Daily Start and Stop)による繰り返し高速心力荷重条件であることに加え、回転周波数と同期した励振力下で作動するため、材料強度、構造強度、振動強度に関する非常に高い技術レベルと蓄積した検証データを必要とする。

1990 年代より高性能化を目的として先ず開発プロセスを構築するとともに、翼構造変更:ISB(Integral Shroud Blade)構造を採用し、高負荷領域にも適用可能な耐振動強度の向上と同時に、性能向上を図った高効率・高信頼性蒸気タービン ISB 最終翼群シリーズの開発を推進した。

このシリーズでは、世界に先駆けて 3600rpm-40IN/3000rpm-48IN 最終翼群は開発するほか、3600rpm チタン 45IN 最終翼群、1500/1800rpm-54IN 最終翼群ほか 15 翼群のシリーズ化を完了し、それぞれ新設プラント、換装工事などに適用され、最大 10 年以上の良好な運転実績を上げている。

図1には検証プロセスを、図2には ISB 最終翼シリーズを示す。

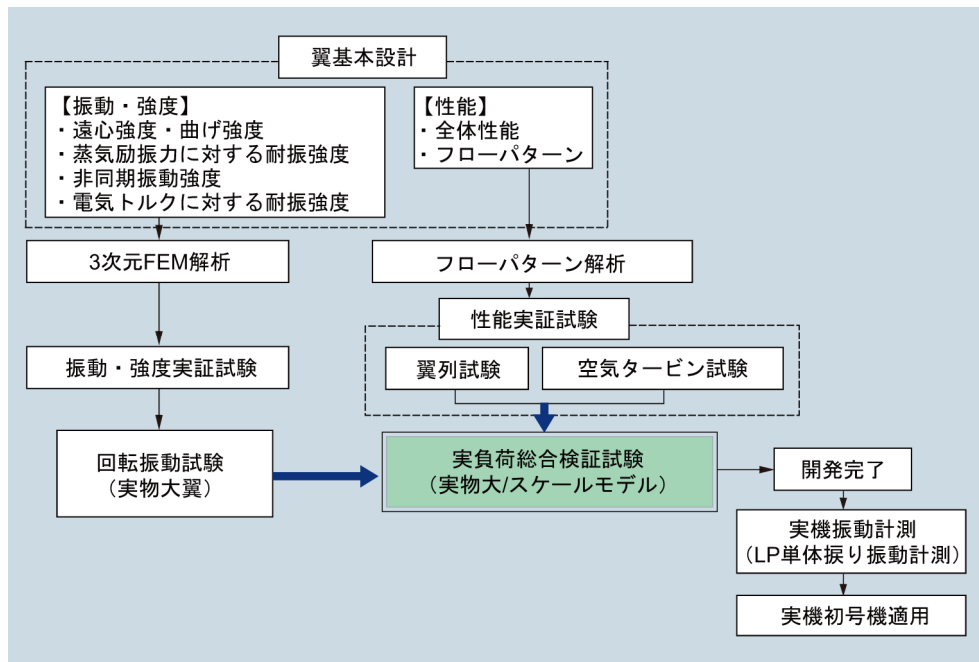


図1 長大翼開発時の検証プロセス

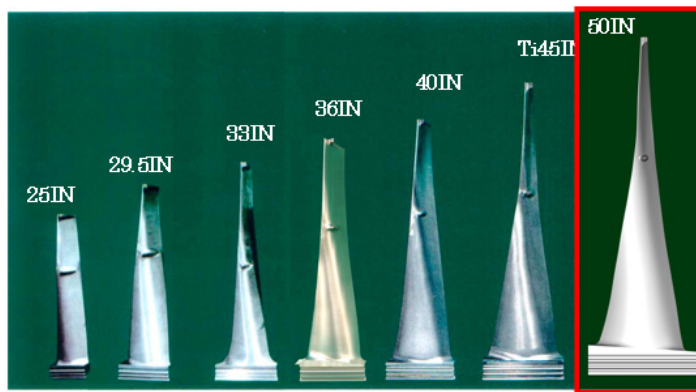


図2 ISB 最終翼シリーズ

さらに平成 15 年には、それまでに発展させた解析技術及び、蓄積した検証データ、知見を集成した“高性能新形蒸気タービン”⁽¹⁾の検証を完了、開発した 3600rpm-36IN 最終翼群の性能、信頼性ほかを検証するとともに開発設計技術の確認を行い、次世代最終翼群開発の事前検証を完了した。

この度、上記技術革新の検証結果をもとに次世代超長大最終翼群シリーズとして最新技術を投入し、従来最終翼群からはるかに性能、信頼性を向上させた 3600rpm-50IN/3000rpm-60IN 最終翼群の開発設計及び最終翼の回転振動試験を完了したので、概要を報告する。

図3には、3600rpm-50IN/60IN 翼の基本仕様を示し、図4には、適用範囲を示す。

	3600rpm-50IN	3000rpm-60IN
翼高さ (mm)	1 270	1 524
翼枚数	54	
翼材料	13Cr 鋼	
翼根型式	ストレート サイドエントリー	



図3 3600rpm-50IN/60IN 翼の基本仕様

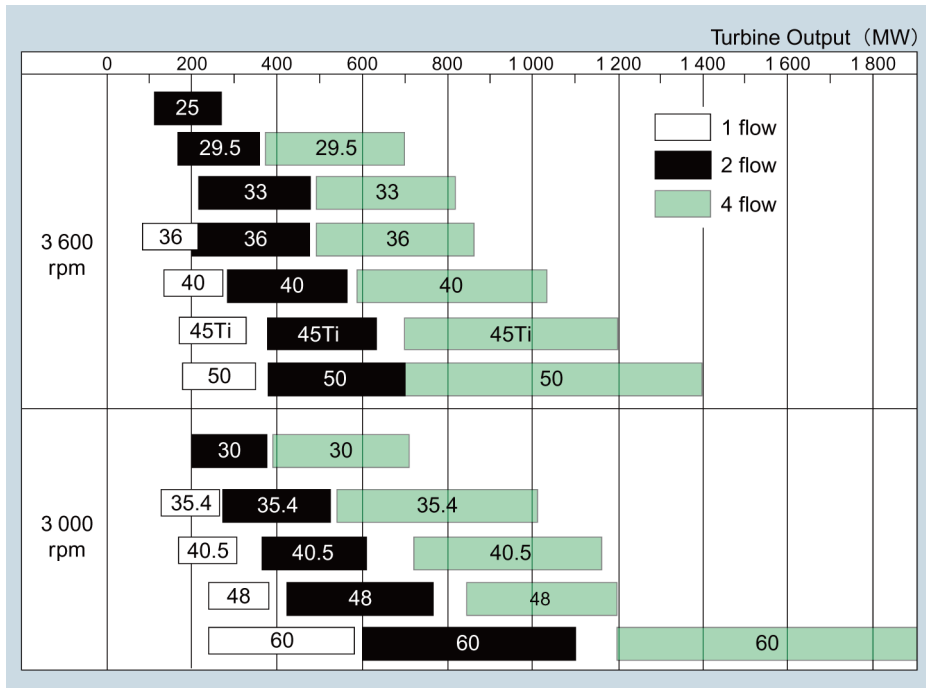


図4 3600rpm-50IN/60IN 超長大翼群の適用範囲

本超長大翼群の採用により、従来タービンと比較して大幅な性能向上、低压タービン車室数を低減することが可能となり、特にガスタービンコンバインドサイクル用ボトムギン蒸気タービンでは、当社F形、G形ガスタービンの 1on1, 2on1 型式の全てに対して軸流排気を採用した SRT (単車室再熱タービン) 化が可能となり、発電プラント建設費の大幅低減を実現する。

図5には、従来の低压2分流式ボトムギンタービンに対して、超長大最終翼群を採用して軸流排気単車室化した場合の蒸気タービン及び建屋・架台の概略を示す。

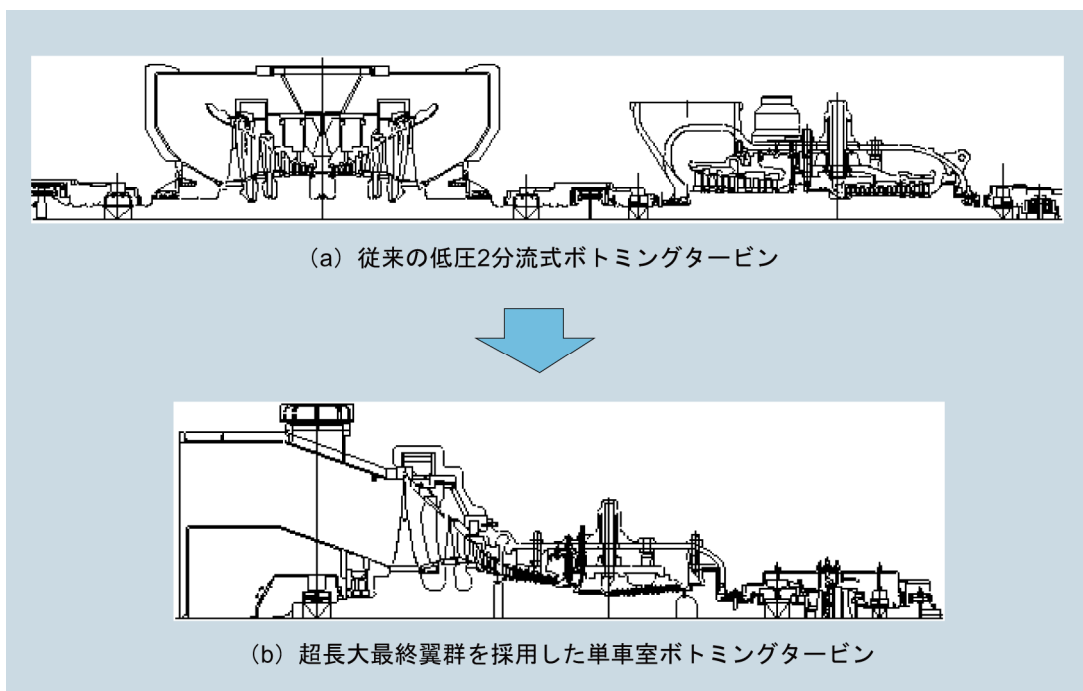


図5 超長大最終翼群を採用した GTCC ボトムギンタービン

2. 開発設計

本翼群の開発設計には、前述の如く“高性能新形タービンの開発”⁽¹⁾で検証した次世代長大翼開発設計技術を採用するほか、過去 10 年にわたる研究・検証の末に開発に成功した高強度翼材料を採用している。

以下には、高強度翼材料、空力設計、強度設計の概要を紹介する。

2.1 度翼材料

超長大翼材料として、長年の使用実績のある 17-4PH(SUS630)と同じ析出硬化系ステンレス鋼の中で更に高い引張強度を有する PH13-8Mo(ASTM A705-XM13)を新たに採用した。本材料は、13Cr-8Ni-2.5Mo-Al を主成分とし、Al 添加によるナノサイズの微細析出物(NiAl)を利用して高強度化を図った材料であり、適切な熱処理により長大翼に最適な強度レベルに調整することが可能である。

これまで、超長大翼としての適用性を確認するため、各種試験評価に加え、長期検証試験を実施してきた。評価項目としては、引張強度、衝撃特性、耐遅れ割れ性、高サイクル疲労強度、低サイクル疲労強度、環境下での腐食疲労強度、フレット疲労強度、耐エロージョン性などを実施し、長大翼材料としての要求特性を満足していることを確認した。また、当社高砂製作所内の実証発電設備(T 地点)にて、実機環境下における長期信頼性検証を行った。

2.2 空力設計^{(2)~(4)}

最終翼群の流れ場は、ボス比(内外径比)が小さいことに加え急拡大する壁傾斜のため、流れの三次元性が強く、また高マッハ数流れによる衝撃波の発生及び、境界層との干渉が生ずるほか、湿り蒸気環境下における蒸気の蒸発・凝縮による熱エネルギー損失の発生、水滴の挙動による損失増加など非常に複雑なものとなっている。

次世代超長大翼群空力設計では、この流れに対して既実施の実負荷試験で検証された数値流体力学(CFD: Computational Fluid Dynamics)を採用し、非平衡蒸気特性を考慮した三次元多段粘性非定常流動解析を用いて、多段タービン翼列の壁形状、翼型形状に影響される流体力を全て考慮することにより各段・各列の負荷制御(フローパタン設計)を行った。

同時に、静翼後流の動翼列内での挙動、動翼後流の静翼列内での挙動、後流と二次流れの干渉、衝撃波と境界層あるいは二次流れとの干渉等の評価に加え、解析領域にキャビティ部を含むことで、静動翼列からの漏れ流れと主流の干渉を含んだフローパス全体の流れを時刻歴で評価し、翼面上の負荷分布制御とともに非定常流れ場の時間平均における最大の効率を得るよう最適化を実施した。

この結果、静翼には湾曲静翼(BOW, SKEW 静翼)、静翼曲面壁(エンドウォールコンタ)を採用し、静動翼翼型には衝撃波損失を極限まで低減した新型 C-D プロファイル(Negative Contoured Converge-Diverge Passage Profile)を採用、静動翼間隙、静翼列の相対位置、静動翼列壁の繋がり、キャビティ形状を最適化することにより多段タービン全体として損失の大幅な低減を実現した。また、最終翼群に特有の水滴による損失(湿り損失)に対しても、前述の流動解析技術により水滴の飛跡予測をより正確に実施し、静翼面の水滴排出スリット位置、形状の最適化を行い水滴除去効率の大幅な向上を図った。

非平衡蒸気特性を考慮した三次元多段粘性非定常流動解析の一例として、図6には、最終翼から L-2 段静動翼の子午面解析結果、図7には翼面周りの解析結果の一例を示す。

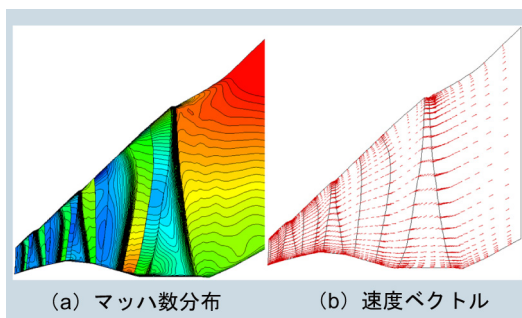


図6 三次元多段粘性非定常流動解析結果
(子午面流れ)

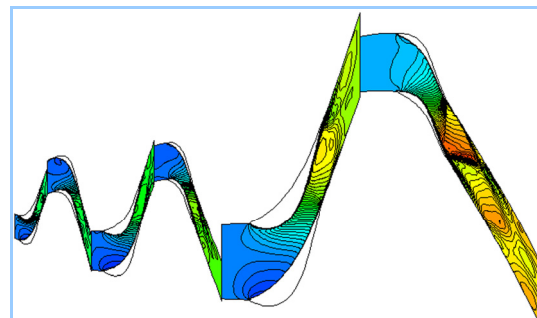


図7 三次元多段粘性非定常流動解析
(翼間マッハ数分布)

排気室の重要な役割は、最終翼出口で廃棄する運動エネルギーを回収することであり、最終翼出口の圧力分布ほかに多大な影響を与え、排気損失の大きさを左右する。最終翼出口から排気室、復水器までの流れ場も、翼列解析と同様に蒸気特性を考慮した三次元粘性流動解析を用いて翼列部と連成させた検討を実施して最適化を行い、混合損失を低減することにより、運動エネルギー回収効率を大幅に向上させた。この結果、軸方向長さを低減した新型軸流排気室及び、三次元非対称排気室を開発した。

図8には、新型軸流排気室の流動解析結果及び、その検証試験結果を示し、図9には、三次元非対称排気室の流動解析結果の一例を示す。

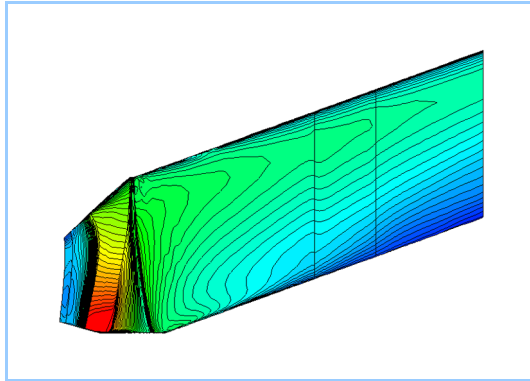


図8 新型軸流排気室の流動解析結果
(絶対マッハ数分布)

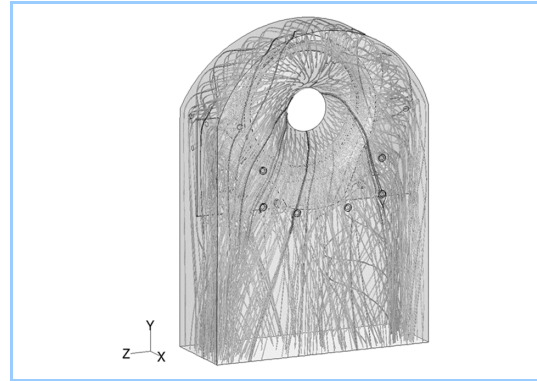


図9 三次元非対称排気室の流動解析結果
(流跡線)

2.3 強度設計^{(5)~(11)}

強度設計では、静的強度、振動強度共既実施の回転振動試験、実負荷試験結果により検証された最新の三次元有限要素法 (FEM: Finite Element Method) による詳細解析を実施した。

ISB 最終翼群動翼では、遠心力場における翼のねじり戻り変形を利用したシュラウド／スタブの接触により、全周綴り翼構造を形成するが、特に翼の超長大化に際しては構造解析上、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詳細な非線形弾塑性解析を実施し、翼プロフィル、翼根、翼溝の背側、腹側の応力バランス及び、変形を翼ベースからチップまで最適化し、空力性能との最適点を選択した。

また、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を行い、静的な局部応力を従来翼の約 60%までに低減することで、信頼性の大幅な向上を達成した。

図10には、非線形弾塑性 FEM 解析モデル及び静的強度解析結果を示す。

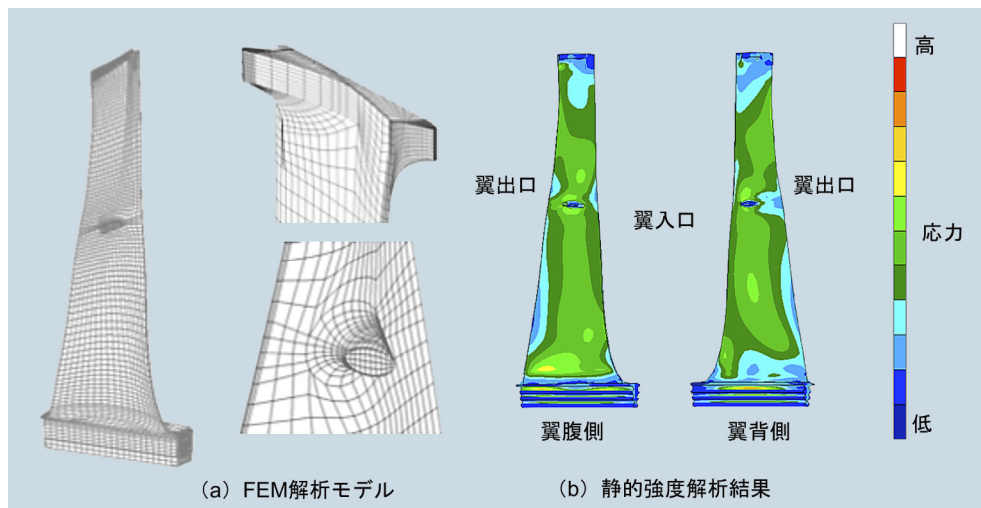


図10 三次元 FEM 解析モデルと静的強度解析結果

一方、振動強度解析では同様に検証された周期対称法による FEM を使用した翼固有振動数解析、及び非線形振動応答解析を用いて、シュラウド／スタブ形状、位置の検討を実施し、接触回転数、接触面反力のコントロールを行った。これにより、構造ダンピングの最適化を実施したほか、安定した全周綴り翼特性で低次モードの共振回避度を十分確保し、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設計を行った。

図11には、振動解析結果の一例を示す。

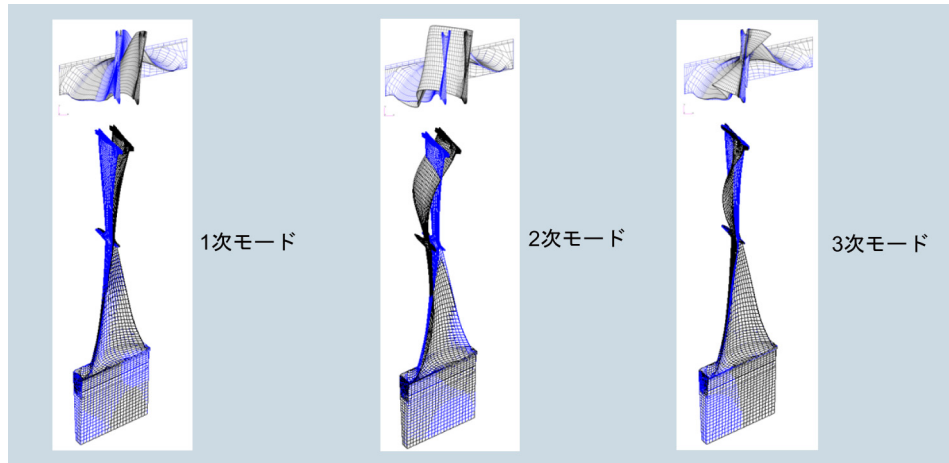


図11 三次元 FEM による振動解析結果(振動モード)

3. 検証試験

新規開発翼に対して、前述の検証プロセスにより回転振動試験及び実負荷総合確認試験を実施し、性能・信頼性の両面から総合的な検証を実施している。翼の製造は、鍛造から加工まで社内にて行い実物大試作翼を製造することにより製造性についての検証も同時に実施している。

本 3600rpm-50IN/3000rpm-60IN スティール製次世代超長大最終翼では、開発設計終了後、実物大試作翼を一系列製作し、製作性の検証を行った後、試験ロータで回転試験を行い、振動特性を確認した。試験ロータを真空チャンバ内に納め、モータ駆動により回転上昇を行うと同時に回転中の静的応力を計測、その後 110%オーバースピード到達後回転降下しながら空気加振を行い、共振時に発生する振動応力あるいは振動振幅をそれぞれ、動歪ゲージ、BVM (Blade Vibration Monitor: 非接触翼振動計測)を用いて計測し、キャンベル線図、振動モードを確認することで、振動特性の検証を行った。

図12には回転振動試験ロータの概観を示し、図13には試験により得られたキャンベル線図を示す。これより、振動特性は計画どおりであり、57Hz から 62Hz の高低サイクル運転領域において 7ハーモニック励振周波数以下の全周綴り振動モードが十分な共振回避度を有していることを確認した。



図12 回転振動試験ロータ概観

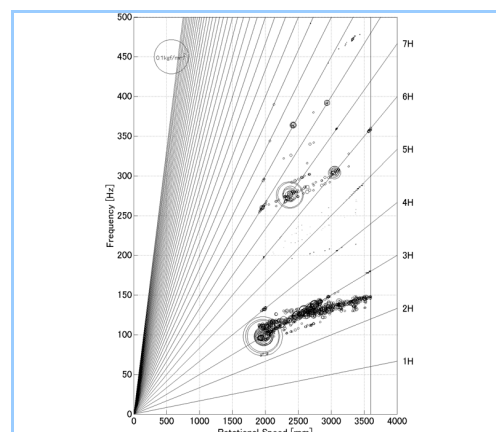


図13 3600rpm-50IN 翼のキャンベル線図

4. まとめ

ISB 最終翼群の新シリーズとして、更なる高性能化、大容量化、低コスト化を実現させる 3600rpm-50IN/3000rpm-60IN スティール製次世代超長大最終翼群の開発設計を完了、検証試験として 3600rpm-50IN 翼の回転振動試験を実施し、その製造性及び計画どおりの振動特性であることを確認した。

今後、3600rpm-50IN 最終翼群を対象に過負荷条件を含んだ実負荷総合確認試験を実施し、性能、信頼性の最終確認を行った後実プラントへ適用予定である。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の結集である本スティール製次世代超長大最終翼群シリーズ翼は、更なる高効率化を図るとともに高信頼性、合理的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) 渡辺英一郎ほか, 高性能新形蒸気タービンの開発, 三菱重工技報 Vol.40 No.4 (2003-7) p.212
- (2) Watanabe, E. et al., High Efficiency and Reliable New Low Pressure End Integral Shroud Blades, Icope (1993) p.393
- (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 3D Designed Blade, ASME IJPGC Paper PWR-Vol.18 (1992)
- (5) 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)
- (6) 金子康智ほか, 部分構造合成法によるタンバ翼の振動解析, 日本機械学会論文集, 60-570 C (1994) p.399
- (7) Kaneko, Y. et al., Vibrational Characteristics of Rotating Blade with Mechanical Damper, Yokohama Inc. Gas Turbine Congress (1995-10) p.191
- (8) 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
- (9) Kaneko, Y. et al., Vibration Analysis of Integral Shroud Blade for Steam Turbine, Icope (1997) p.455
- (10) Watanabe, E. et al., Development of New Advanced Low Pressure End Blades For High Efficiency Steam Turbine, Icope(2001) p.862
- (11) 渡辺英一郎ほか, 高効率高信頼性タービン長大翼の開発, 三菱重工技報 Vol.38 No.2 (2001-3) p.92

執筆者紹介



福田寿士
原動機事業本部
蒸気タービン
統括技術部
部長



大山宏治
原動機事業本部
蒸気タービン
統括技術部
主幹



宮脇俊裕
技術本部
高砂研究所
ターボ機械研究室
主席



森一石
技術本部
高砂研究所
振動・騒音研究室



角屋好邦
技術本部
高砂研究所
主幹
工博



平川裕一
技術本部
高砂研究所
材料・強度研究室