

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

Application of High Efficiency and Reliable
3D-Designed Integral Shrouded Blades to Nuclear Turbines

高砂製作所 渡辺英一郎*¹ 大山宏治*²
技術本部 田代光*³
原動機事業本部 杉谷敏夫*⁴
原子力事業本部 黒沢勝*⁵

原子力タービンの高効率・高信頼性化を目的として新型構造翼を開発した。本報では、60 Hz 用 41 インチ及び 46 インチ低圧最終翼群に対する高効率化のための完全三次元流動設計、高信頼性化のための翼・シュラウド一体の新型構造設計（インテグラルシュラウド翼）及びモデル蒸気タービン実負荷試験による総合検証試験結果を紹介する。この試験により完全三次元流動設計インテグラルシュラウド翼が、計画効率を達成していること及び翼振動応力安全率が十分大きいことを確認した。さらに、これらの 60 Hz 用長翼をベースに相似設計手法により開発した 50 Hz 用 49 インチ低圧最終翼群も、実機原子力ロータ取替工事に製作中であり、効率向上とともに信頼性向上が期待されている。また、高圧段、低圧上流段に適用可能な完全三次元流動設計反動翼の概要も併せて述べる。

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. has recently developed new blades for nuclear turbines, in order to achieve higher efficiency and higher reliability. The 3D aerodynamic design for 41 inch and 46 inch blades, their one piece structural design (integral-shrouded blades : ISB), and the verification test results using a model steam turbine are described in this paper. The predicted efficiency and lower vibratory stress have been verified. Based on these 60Hz ISB, 50Hz ISB series are under development using "the law of similarity" without changing their thermodynamic performance and mechanical stress levels. Our 3D-designed reaction blades which are used for the high pressure and low pressure upstream stages, are also briefly mentioned.

1. ま え が き

発電プラントで、低圧タービン最終段長翼は車室数やタービンの大きさを決めるだけでなく、タービン効率に大きな影響を及ぼす重要部品の一つである。高効率・高信頼性長翼として 60 Hz 用、50 Hz 用の完全三次元流動設計インテグラルシュラウド翼のシリーズ化を進めてきた。

原子力タービン長翼としては、60 Hz 用 41 インチ翼、46 インチ翼を開発した。これらの長翼に対し、実機翼（1 列分）を用いた回転振動試験を実施し、更に実負荷試験設備を用いたスケールモデル蒸気タービン試験により効率及び振動の総合検証を実施した。50 Hz 用 49 インチ翼については 60 Hz 用 41 インチ翼をベースに相似設計したものである。表 1 に 41 インチ翼、46 インチ翼、49 インチ翼主要仕様を示す。

60 Hz 用 41 インチ翼⁽¹⁾は 1993 年関西電力(株)高浜 1 号機 826 MW (TC 4 F-40)、46 インチ翼は 1997 年関西電力(株)大飯 2 号機 1 175 MW (TC 6 F-44) の取替ロータ（一体ロータ）に初適用

し、現在順調に運転されている。また、50 Hz 用 49 インチ翼は、スペインのバンデロス発電会社向け 1 004 MW (TC 6 F-44) の一体ロータ取替工事に適用する。本工事は 2000 年 3 月より開始予定で、現在ロータ、翼等を製作中である。本工事では内部車室も取替えて、現状 44 インチ翼の低圧タービンに対し 49 インチ翼適用を可能にした。

一方、高圧段、低圧上流段の短翼に対しても、長翼と同一構造の完全三次元流動設計を適用した反動翼を開発し、ロータ取替工事に適用済みである。

2. 41 インチ翼、46 インチ翼、49 インチ翼の設計

低圧タービン最終翼群は、出力分担が大きいのでタービン全体の効率に対する影響が大きい。また、翼長が長いことによる静的及び動的強度の問題に加え、湿り環境下で作動することによる SCC (Stress Corrosion Cracking : 応力腐食割れ)、CF (Corrosion Fatigue : 腐食疲労) の問題があるので、高度な設計技術が必要とされる。

41 インチ翼、46 インチ翼最終翼群の設計では、最新の完全三次元流動解析⁽²⁾⁽³⁾による流動設計を行った（図 1 参照）。流動設計は、タービン効率だけでなく流れの乱れによる翼励振力を低減する観点からも重要である。完全三次元流動設計思想により、反動度、質量流量、流れ角度等の設計パラメータの翼高さ方向分布をコントロールして損失の最小化を実現した。翼付根反動度を大きくすることにより動翼二次流れを低減し、翼先端反動度を小さくすることにより動翼漏えい蒸気を低減し流出マッハ数を低減した。

表 1 41 インチ翼、46 インチ翼、49 インチ翼主要仕様
Major specification of 41 in, 46 in and 49 in blade

主要仕様	41 インチ翼	46 インチ翼	49 インチ翼
回転数 (rpm)	1 800	1 800	1 500
翼 長 (in)	41	46	49
(mm)	(1 041)	(1 170)	(1 249)
排気面積 (m ² /1 流)	10.0	12.5	14.5
材 質	17-4 PH	17-4 PH	17-4 PH

*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
*3 高砂研究所ターボ機械研究推進室主務

*4 原動機技術センタータービン技術部次長
*5 原子力技術センター軽水炉プラント技術部主務

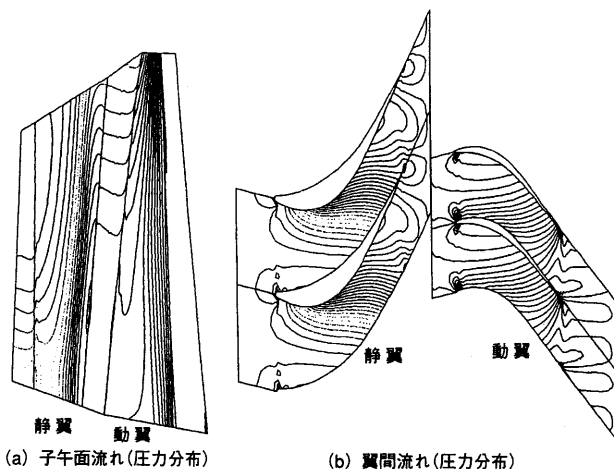


図1 最終翼群の完全三次元流動解析による流動設計 (46 インチ翼) 反動度、質量流量、流れ角度等の設計パラメータの翼高さ方向分布をコントロールして損失の最小化を実現。
Flow pattern design by 3D CFD (computational fluid dynamics) results (46 in ISB)

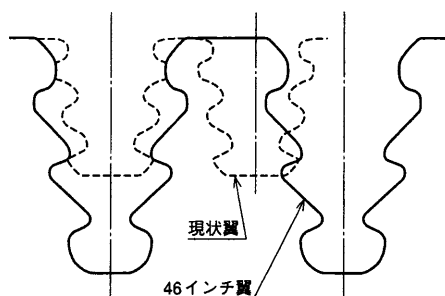


図3 翼根・翼溝形状比較 (46 インチ翼) 新
型構造翼では大型翼根・翼溝を採用して静的局
部応力を従来の約 60 % まで大幅に低減した。
Comparison of root and steeple (46 in ISB)

定格負荷と部分負荷で最終翼の流出マッハ数は超音速から遷音速まで変化するので、広範囲なマッハ数に対して高効率な翼プロファイルを採用した。

一方、静的及び振動強度の向上に対しては、三次元有限要素法による詳細な解析を実施し(図2参照)局部応力に対して十分な検討を行った⁽¹⁾。特に、翼根・翼溝については、大型形状採用と形状最適化(図3参照)により静的局部応力を従来の約 60 % まで大幅に低減した。本翼と全一体ロータを組合せて採用することにより、SCC に対し大幅な信頼性向上が達成できた。また、CF の問題については、従来のつづり翼構造に代わる高ダンピング構造(従来の 5 ~ 10 倍)のインテグラルシュラウド翼採用(図4参照)により振動応力を低減させた。このように新翼は効率と信頼性を大幅に向上させている。

50 Hz 用 49 インチ翼は 60 Hz 用 41 インチ翼を相似設計の手法⁽⁴⁾により回転数の逆比倍、すなわち $1800 \text{ rpm} / 1500 \text{ rpm} = 1.2$ 倍して設計した。この相似設計手法は広く採用されており、相似設計翼は翼に対する流動が全く同一となるだけでなく各部の応力も同一となる。49 インチ翼は 1500 rpm 44 インチ翼の外部車室が流用でき、内部車室やフローガイドの取替えて適用できるので、新設機だけでなく既設機の効率向上に活用できる。

3. 41 インチ翼、46 インチ翼の検証試験

3.1 蒸気タービン実負荷試験設備

41 インチ翼、46 インチ翼の検証試験として、まず実機翼(1列

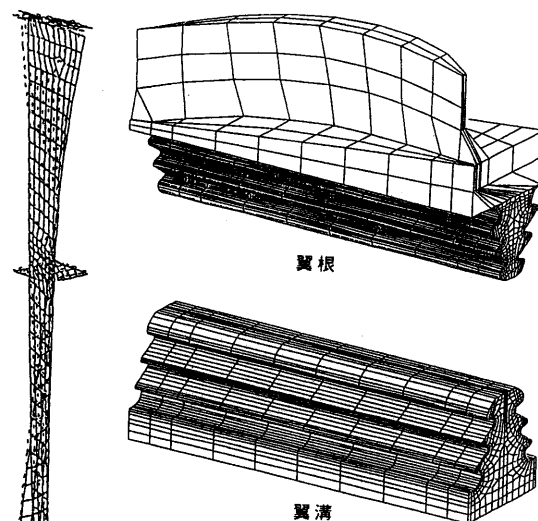


図2 三次元有限要素法による解析 (46 インチ翼) 翼部の解析から得られた境界条件により翼根・翼溝の詳細解析を行う。
Finite element analysis model (46 in ISB)

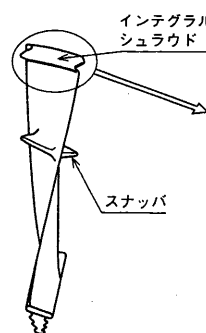


図4 インテグラルシュラウド翼構造 (46 インチ翼) 隣接翼との接触により全周つづり構造となり従来の 5 ~ 10 倍の高ダンピングを実現することにより振動応力を低減した。
Structure of integral-shrouded blades (46 in ISB)

分)を製作し、回転振動試験により実機運転点の 1800 rpm で翼振動数が十分共振回避していることを確認した。さらに、スケールモデル蒸気タービンによる実負荷試験を実施した。

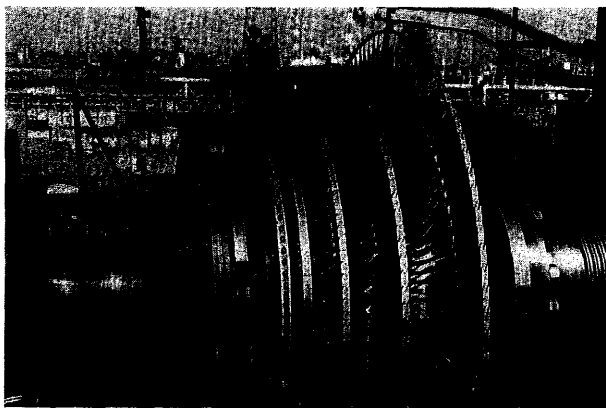
実負荷試験設備は当社高砂製作所に設置の設備で、工場ボイラ設備からの蒸気を減圧減温することにより、実機低圧タービンと同一圧力・温度の蒸気を最大 180 t/h モデルタービンに供給することができる。この設備を使って、実機運転範囲全域、あるいは更に低い排気真空度、更に大きな流量とした実機よりも厳しい運転条件で、新規開発最終翼群のタービン内部効率、内部流動に関する流動試験と、振動特性、振動強度に関する振動試験による総合的検証試験を行った。

41 インチ翼、46 インチ翼実負荷試験においては、流動及び振動に関する相似則に基づき、それぞれ、0.53 スケール 6 段 $\times 3396 \text{ rpm}$ ($1800 \text{ rpm} \div 0.53$)、0.48 スケール 6 段 $\times 3750 \text{ rpm}$ ($1800 \text{ rpm} \div 0.48$) のモデルタービン(図5参照)とした。

3.2 流動試験結果 [図6(a)参照]

流動試験として、内部効率計測と流動計測を実施した。

内部効率計測では、水動力計で吸収した動力に軸受損失等の機械損失補正を加えたタービン出力と、復水流量とタービン入口・出口蒸気条件から求まるタービン理論出力の比から効率を求めた。



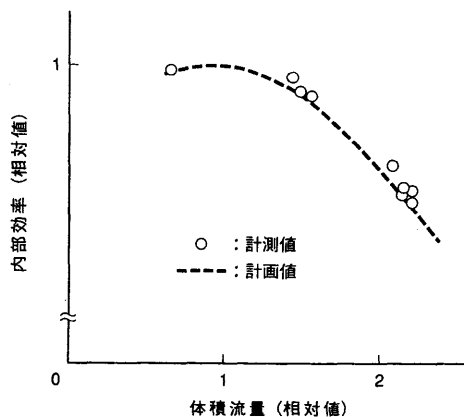
(a) ロータ



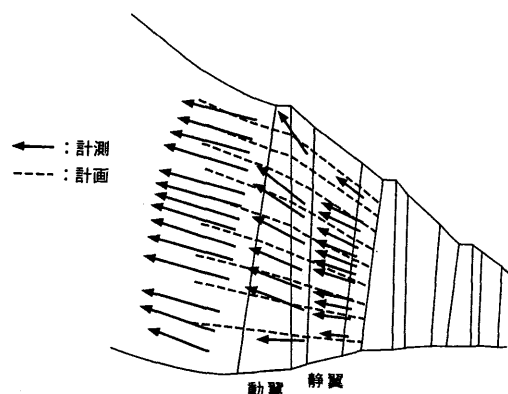
(b) 完全三次元流動設計翼

図5 46インチ翼0.48スケールモデルタービン実負荷試験装置
0.48 scale steam model turbine with 46 in ISB LP end blades

モデルタービンは最終翼群と上流段3段の6段で構成されている。



(a) 内部効率計測結果



(b) フローパターン計測結果

図6 流動試験結果 (46インチ翼) 計画どおりの良好な効率計測結果, 完全三次元流動設計思想が実現している
流動計測結果が得られた。
Performance test results (46 in ISB)

流動計測では, 最終段静翼入口, 動翼入口・出口でピトー管を静圧バランスを取りながら半径方向に移動して圧力, 流れ角度を計測した [図6 (b)参照]。

これらの計測結果を以下に示す。

- (1) 定格負荷だけでなく高負荷から低負荷までの実機運転範囲全域にわたり, 計画どおりの良好な効率計測値を得た。
- (2) 完全三次元流動設計思想が実現していることを確認した。

3.3 振動試験結果

振動試験として, 回転数変化試験とランダム振動試験を実施して, 翼表面に張ったひずみゲージ・スリップリングにより翼振動数・振動応力を計測した。

回転数変化試験では, 定格負荷 (流量, 排気真空度) において, 回転数を変化させて翼を共振状態にしたときの翼発生応力を計測した。この共振点を結んで, キャンベル線図を求めた [図7 (a)参照]。

ランダム振動試験では, 定格回転数において運転条件を変化したときの翼発生応力を計測するため, 定格回転数を保持し流量, 排気真空度を変化させ, 振動応力を計測した [図7 (b)参照]。

これらの計測結果を以下に示す。

- (1) 共振回避主要モードは, 高, 低サイクル運転に対し十分共振回避していることを確認した。この結果は事前に実施した実機翼回転振動試験の結果と一致する。
- (2) 定格回転数における高次モードの振動応力は疲労強度応力に

比べ十分に低く, 強度上全く問題ない。

- (3) 低負荷, 低真空時のランダム振動応力も十分小さい。また, 全試験条件でフラッタは発生せず, 十分安全に運転できること及び排気真空度 550 mmHg まで全く問題ないことを確認した。

4. 完全三次元流動設計反動翼の設計, 検証試験

4.1 設計

高圧段, 低圧上流段の短翼に対しても, 長翼と同一構造・同一流動設計思想の完全三次元流動設計反動翼⁽⁵⁾を開発した。

完全三次元流動設計反動翼は, 翼を半径方向に対して傾けることにより流れを端壁に押付けて壁面付近の翼負荷を低減し, その効果で二次流れ損失を低減している。

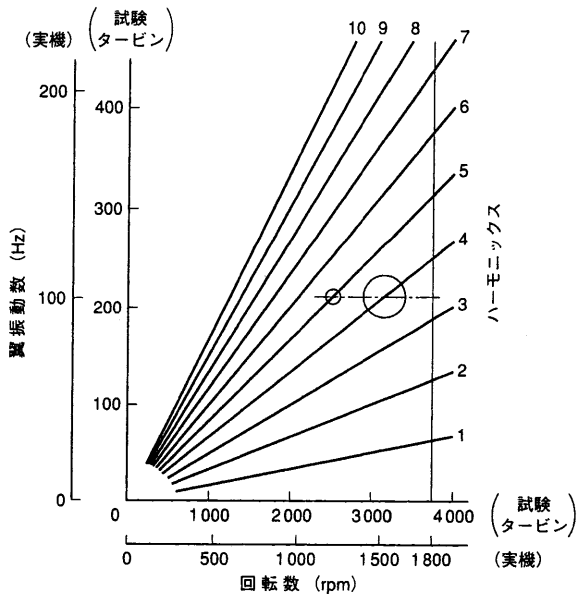
4.2 検証試験

0.5スケールの3段空気モデルタービン (図8参照) 試験で内部効率計測 (図9参照) と流動計測を実施した。

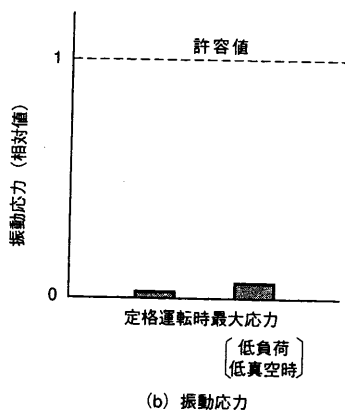
流動計測では, 2段静翼入口, 2段動翼入口・出口でピトー管を静圧バランスを取りながら半径方向, 周方向に移動して圧力, 流れ角度を計測した。

これらの計測結果を以下に示す。

- (1) 広範囲の速度比に対し計画どおりの効率向上が達成されたことを確認した。
- (2) 完全三次元流動設計思想に基づく流動, 効率向上が実現していることを確認した。



(a) キャンベル線図



(b) 振動応力

図7 振動試験結果 (46 インチ翼) 実機運転状態での共振回避及び十分大きな振動応力安全率であることを確認した。
Vibratory test results (46 in ISB)

5. む す び

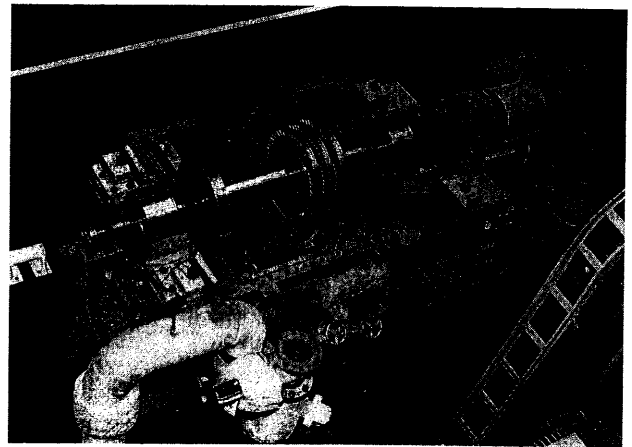
最新の流動・振動設計技術を適用して、高効率な新型構造 41 インチ翼、46 インチ翼を開発設計した。更に実機の効率、信頼性を確実にするためにスケールモデル蒸気タービン実負荷試験による総合検証試験を実施した。これらの最新翼群は、実機低圧タービンの取替工事に適用され良好な実績を示している。

また、1800 rpm 41 インチ翼を相似設計した 1500 rpm 49 インチ翼は、海外の実機取替工事に適用され現在製作中である。

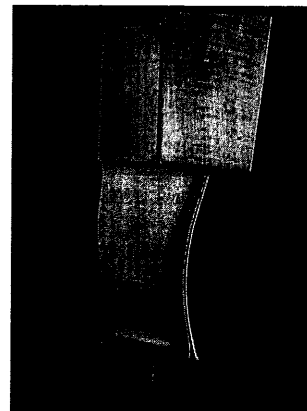
これら高効率翼は、原子力タービンの今後の更なる高効率、高信頼性実現のために大いに貢献するものと期待される。

参 考 文 献

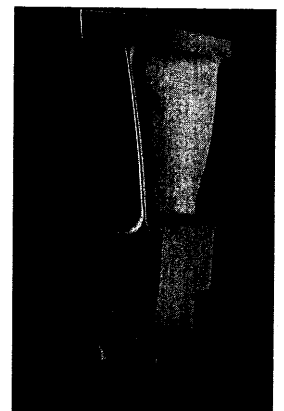
- (1) 渡辺ほか、蒸気タービン新型長翼の開発—耐力向上型高効率低圧翼、火力原子力発電 Vol.45 No.8 (1994-8)
- (2) Denton, J., An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation, ASME Paper 82-GT-239(3)



(a) ロータ



静翼



動翼

(b) 完全三次元反動翼

図8 0.5 スケール空気モデルタービン 3 段の完全三次元流動設計反動翼で構成されている。
0.5 scale air model turbine

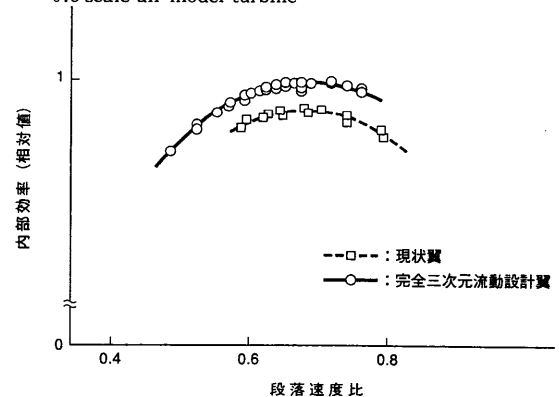


図9 流動試験結果 計画どおりの良好な効率計測が得られた。
Performance test results

- (3) 宮脇ほか、三次元流動解析技術の蒸気タービン翼性能向上への適用、第 30 回ターボ機械協会総会講演会 (1993-5)
- (4) 角家ほか、スケールモデル蒸気タービンによる振動相似則の検証、日本機械学会論文集 (C 編) 58 巻 555 号 (1992-1)
- (5) Kobayashi, K., et al., Verification of Flow Pattern for Three-dimensionally-designed blades, IMechE C 423/015 (1991)