

52 インチ低圧タービン翼の開発と運転実績

Development of 52-Inch Blade and Operating Experience

原動機事業本部 山本 哲也*¹
 技術本部 間瀬 正隆*² 田代 光*³
 大山 宏治*⁴
 高砂製作所 桃尾 孝史*⁵

三菱重工業(株)では世界最大級の低圧タービン最終段翼である52インチ翼(1320mm翼)の開発を完了し、実機に適用した。52インチ翼は最近の原子力発電プラントのすう勢に対応し、1300~1500MWタービン(TC6F-52)に最適な低圧最終翼として開発されたものであり、これまで国内で実用化されている最大の44インチ翼に比べ約30%大きい排気面積を持っている。本翼は広範な開発設計、実物大回転振動試験、及びスケールモデルによる実負荷試験により開発を終了、その性能、信頼性を確認し、52インチ翼としては国内で初めて四国電力(株)伊方3号機890MW原子力タービンに適用された。本機は1994年3月に初通気し、順調な試運転、試験の後、1994年12月に営業運転を開始した。

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. has recently completed the development of 52-inch low pressure end blade. This blade has the largest exhaust annulus area among last stage blades. Low pressure turbines provided with this blade can be used in nuclear power plants of the 1300~1500 MW class. The development of the 52-inch blade was carried out on the basis of Mitsubishi's rich experience and the most up-to-date technology. After a number of tests including rotational vibration tests and model turbine tests under actual load operation, the 52-inch low pressure end blade was proved to have the high performance and reliability expected and was used in the Shikoku Electric Power Co. IKATA Nuclear Power Station Unit No.3 890 MW (TC4F-52). The IKATA Unit No.3 began trial operation on March, 1994, and has been in commercial operation since December, 1994. This paper reports on the up-to-date technology applied for the development of the 52-inch low pressure end blade and on the verification tests that ensure the high efficiency and reliability of the blade.

1. ま え が き

当社は、発電用蒸気タービンの世界最大級の長翼、52インチ翼の開発を完了し実機へ適用した。

発電プラントでは、低圧タービン最終段はタービンの性能を決める重要な要素であるとともに、タービンの大きさ及び車室数を決める設計上の重要機器の一つである。

52インチ翼は、大容量原子力タービンに最適な低圧最終翼として開発されたものであり、現在、国内で実用化されている最大の44インチ翼に比べ約30%大きい排気面積を持っている(表1参照)。本翼の完成は、発電プラントの熱効率向上と、それに伴う発電機出力の増大に大きく寄与し、1300~1500MW級の大型原子力プラントを経済的に建設することを可能にするばかりでなく、900MW原子力タービンに対しても低圧タービンを3車室から2車室に削減することが可能となり、プラントの建設費低減に貢献する。

52インチ翼は当社の長年にわたり蓄積された長翼開発技術と豊富な運転実績に基づいて確立された最新の技術の集大成として

設計された高性能で高い信頼性を有する翼である。

開発設計終了後、52インチ翼1列分の実物翼を用いた回転振動試験を行い⁽¹⁾さらに実負荷試験設備を用いてスケールモデルによる52インチ最終翼群の総合確認試験を実施し翼の性能、信頼性を確認した。

52インチ翼を採用した伊方3号機890MW(TC4F-52)原子力タービンは1994年3月に初通気が行われ、順調な試運転、試験の後、1994年12月に営業運転が開始された。

2. 52 インチ低圧タービンの設計

低圧タービンの最終翼群は、負荷分担が大きいため、タービン全体の性能に対する影響も大きく、また、翼長が大ききことによる静的及び振動強度、さらには湿り環境下で作動するため、SCC(Stress Corrosion Crack: 応力腐食割れ)の問題等あり、設計に際して高度の技術が必要である。

52インチ低圧タービンの設計では、性能向上を目的としてフローパターン設計に最新の完全三次元流動解析法⁽²⁾を導入し、静翼にBOW翼(湾曲翼)を採用することにより、翼高さ方向の仕事分布の最適化を図る⁽³⁾とともに、翼プロファイル形状に対しても、作動条件に対して最適な形状を採用している。

図1には完全三次元流動解析結果の例を示す。

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局部の応力に対して十分な検討を行っている⁽⁴⁾。特にSCCが問題となる翼根/翼溝については、大型形状を採用するとともに形状の最適化を図り、局部応力の大幅な低減を達成している。

図2(a)には、翼部の有限要素法メッシュ分割図を、図2(b)に

表1 52インチ翼基本仕様

Major specification of 52 inch blade

主要仕様	52 in 翼	44 in 翼	40 in 翼
回転数 (rpm)	1800	1800	1800
翼長 (in)	52	44	40
(mm)	(1320)	(1118)	(1016)
基本直径 (in)	90.6	88	80
排気面積 (m ² /1流)	15.0	11.8	9.8
材質	17-4 PH	17-4 PH	17-4 PH

*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 高砂研究所振動・騒音研究室主管 工博

*3 高砂研究所ターボ機械研究推進室主務

*4 高砂研究所ターボ機械研究推進室

*5 タービン技術部タービン設計課

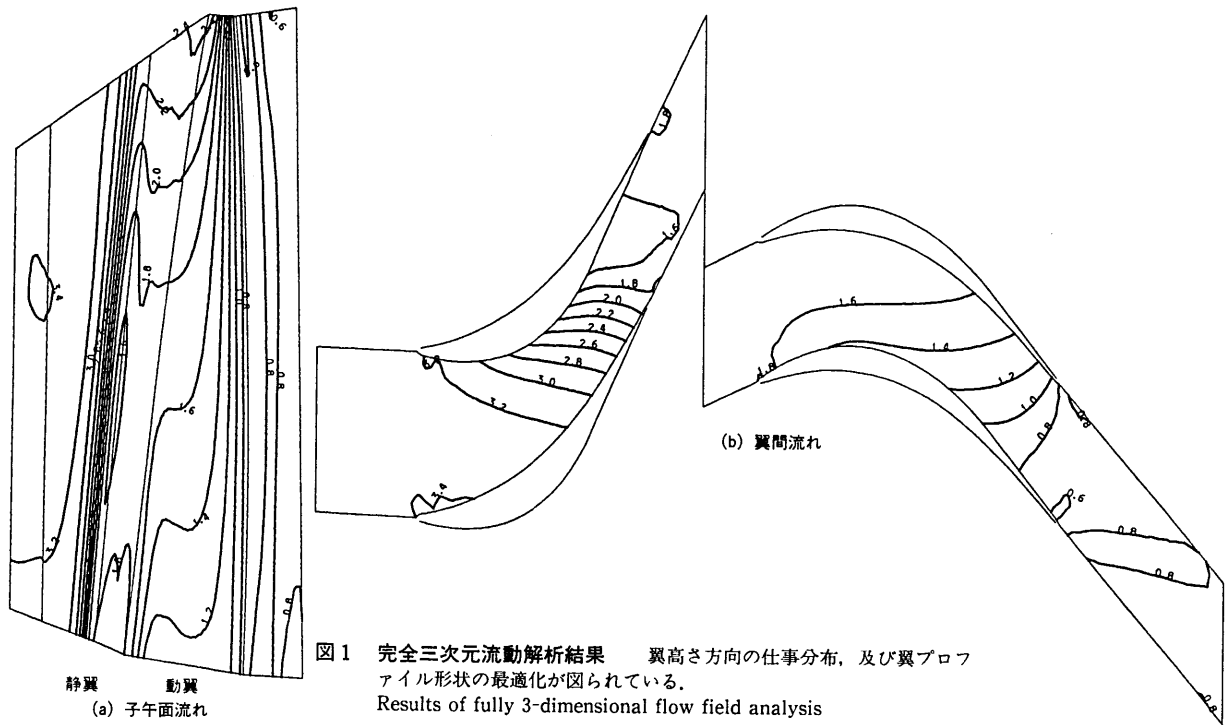


図1 完全三次元流動解析結果 翼高さ方向の仕事分布, 及び翼プロファイル形状の最適化が図られている。
Results of fully 3-dimensional flow field analysis

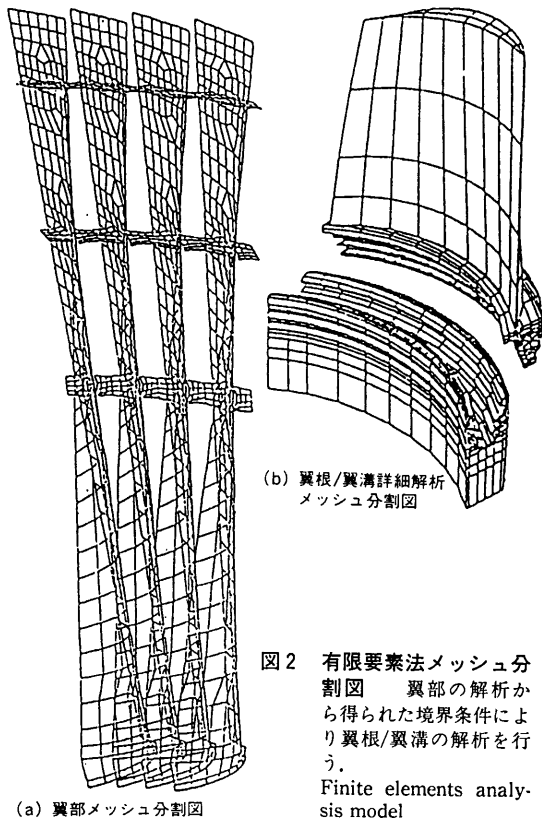


図2 有限要素法メッシュ分割図 翼部の解析から得られた境界条件により翼根/翼溝の解析を行う。
Finite elements analysis model

は翼根/翼溝の詳細解析メッシュ分割図を示す。

このほか、フラッタ、パネル振動強度の検討等 52 インチ低圧タービンの設計には性能、強度両面に対して最新の技術を導入し、詳細に検討している。

3. 検証試験

3.1 実負荷試験設備

検証試験は、開発設計終了後、52 インチ翼 1 列分の実物大試作翼を製作し、回転振動試験を実施した。さらに総合確認試験と

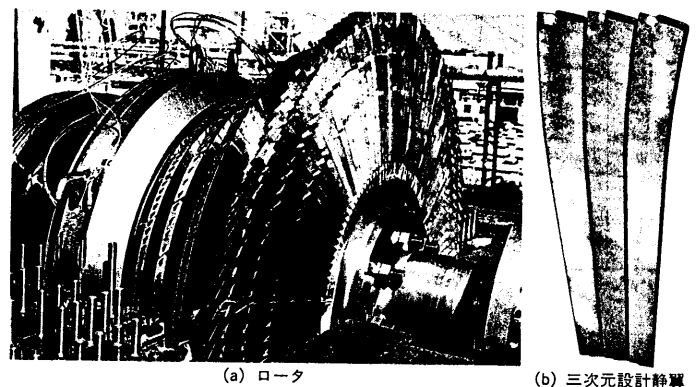


図3 52 インチ 0.45 スケール実負荷試験ロータ及び静翼
52 inch 0.45 scale test turbine rotor and stationary blade

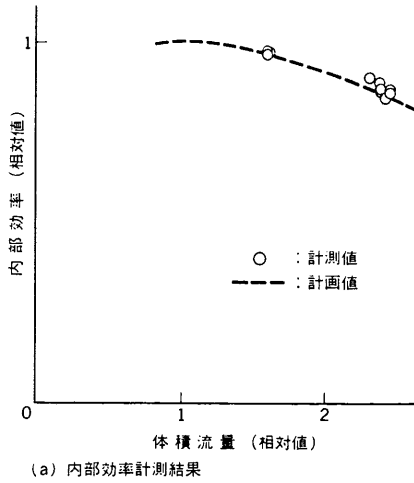
して、スケールモデルタービンによる実負荷試験を実施した。

実負荷試験設備は、当社高砂製作所内に 1987 年に建設された設備で、新規開発翼に対して実際に蒸気を通して、実機と同じ状態あるいは、さら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検証を実施するものである。

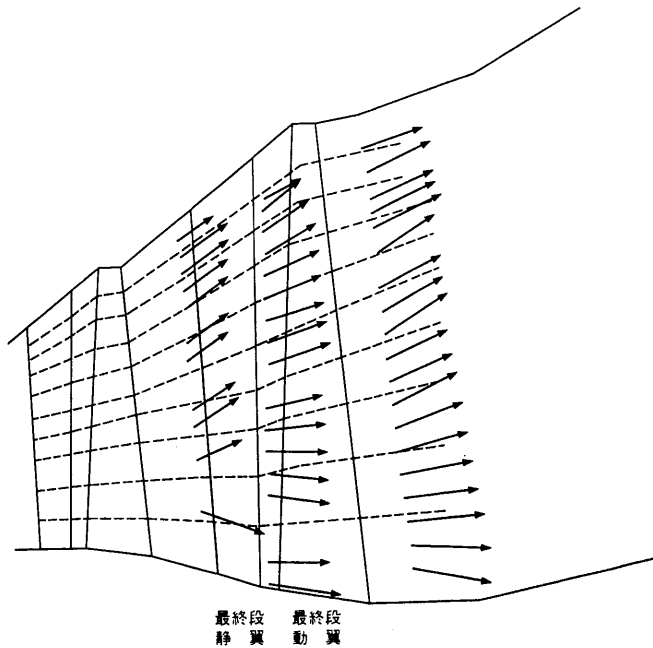
52 インチ低圧タービンでは流れ及び振動に関する相似則を利用して、全 5 段の 0.45 スケールモデルタービン (定格回転数 4 000 rpm = 1 800 rpm ÷ 0.45) を製作し、この設備を用いて確認試験を実施した。図 3 に 0.45 スケールモデルタービンを示す。

工場ボイラ設備から供給される蒸気は、180 t/h (最大) と試験設備としては世界最大級であり、実機低圧タービンの蒸気条件に合うように減温減圧し試験を実施する。

定格出力に近い大流量域の試験では、発生動力を水動力計に吸収させる。低流量域の実機は、蒸気流量が少なく、最終段は制動状態であるので、この状態を正しく模擬するため、本試験では水動力計を駆動タービンに換えて回転数を保持させる手段が取られる。



(a) 内部効率計測結果



(b) フローパターン計測結果

図4 性能試験結果 内部効率計測結果、フローパターン計測結果共に計画値に一致している。
Performance tests results

3.2 性能試験結果

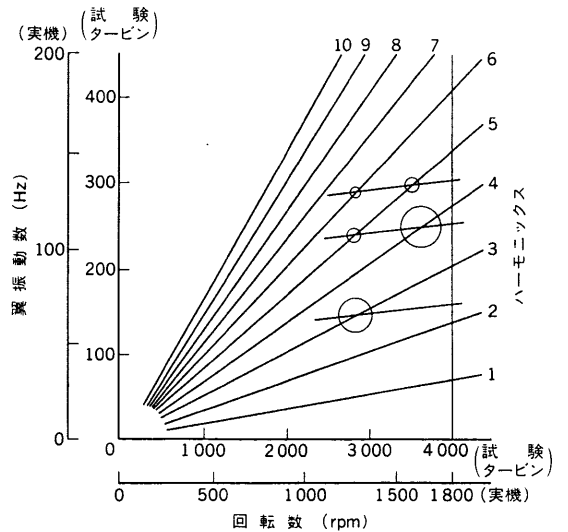
性能関係の試験としては、全体性能計測とフローパターン計測を実施した。

まず、全体性能計測では、水動力計により吸収されたタービンの出力に軸受損失等の機械損失の補正を加えた真のタービン出力と、復水流量とタービン入口・出口の状態量から求まるタービン理論出力の比をとって内部効率を求めた。この内部効率を図4(a)に示す。

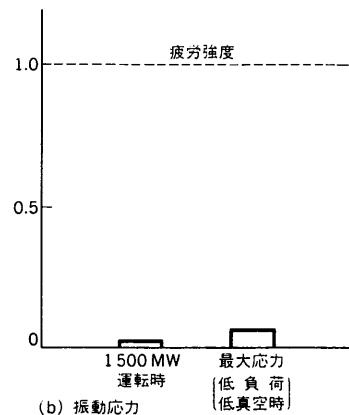
次に、フローパターン計測は、最終段静翼、動翼の入口、出口に設置したピトー管により静圧のバランスをとりながら半径方向にトラバースをして行った。図4(b)から最終段における流線の計測値と計画値が一致していることが分かる。

これらの結果をまとめると、

- (1) 低負荷の状態から高負荷にかけての広い範囲で、全体性能は計画値どおりの良好な結果を得た。
- (2) 狙った完全三次元フローパターンが実現していることを確認した。



(a) 52インチ翼キャンベル線図



(b) 振動応力

図5 振動試験結果 実機運転状態での共振回避及び十分な耐振強度を有することが確認された。
Vibratory tests results

3.3 振動試験結果

振動関係の試験としては、回転変化試験及びランダム振動試験等を実施した。

振動応力は、翼に張付けたひずみゲージの信号をスリップリングを通じてタービン外部に取出して計測を実施した。

回転変化試験では、設定した流量、復水器真空度における翼の共振応力を計測するために、回転数を変化させることにより翼を共振状態にし、その発生応力を計測した。この試験で得られた共振点を結ぶことにより、キャンベル線図が得られる。

また、ランダム振動試験では、種々の運転状態で定格回転中の翼に発生する応力を計測するため回転数を保持し復水器真空度、流量をそれぞれ変化させ、翼の発生振動応力等を計測した。

図5(a)には、計測により得られたキャンベル線図を、図5(b)には振動応力を示す。

これらの計測結果より、

- (1) 共振回避モード (1次モードから3次モード) は、57.5 ~ 61.5 Hz の運転周波数域で、十分に共振回避していることを確認した。
- (2) 定格回転数における高次モードの振動応力は十分小さく、強度上全く問題ない。
- (3) 低負荷、低真空領域におけるランダム振動応力は十分小さく、またフラッタの発生もない。これらにより、550 mmHgまでの運用が十分可能であることを確認した。

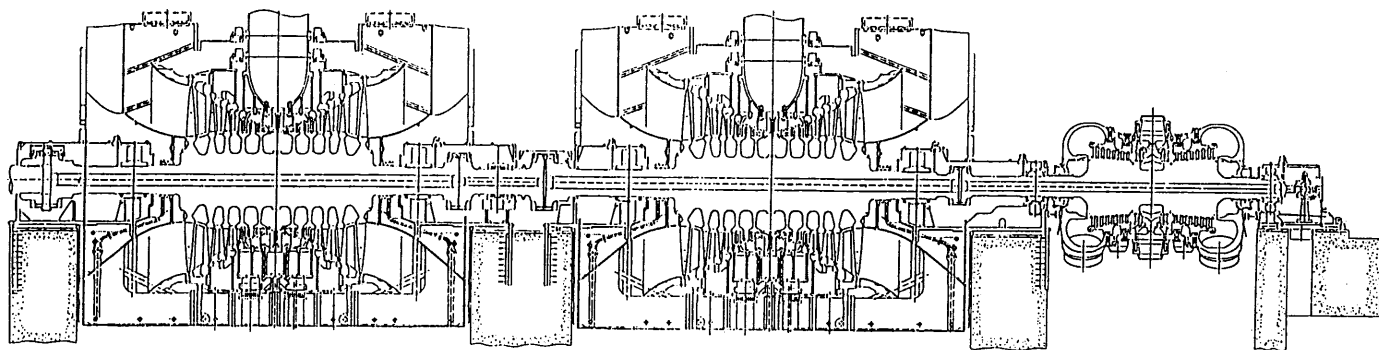


図6 伊方3号機組立断面図
Longitudinal section of IKATA Nuclear Power Station Unit No.3

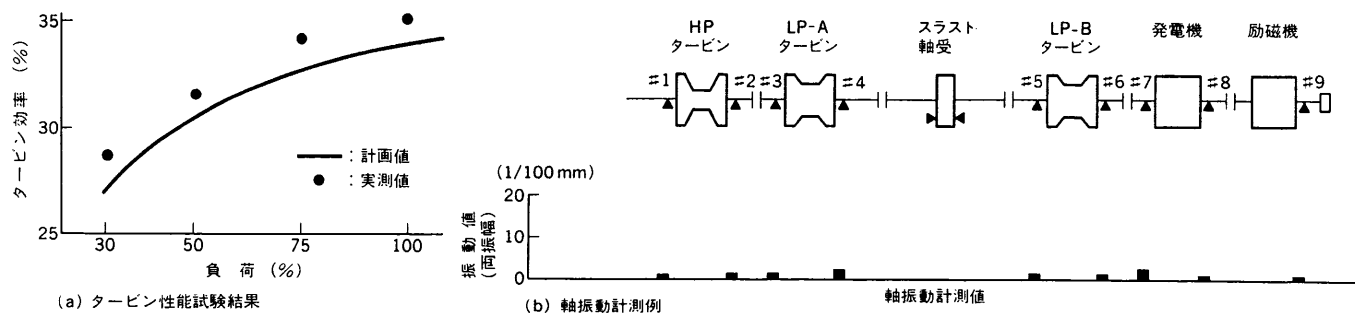


図7 伊方3号機運転実績 タービン効率実測値は全負荷域で計画値を上回り、軸振動値は両振幅30 μm以下の安定した運転が達成されている。
Operating experience of IKATA Nuclear Power Station Unit No.3

4. 伊方3号機 890 MW 原子力タービンの試運転実績

伊方3号機は、定格時主蒸気条件 52 atg×266℃、復水器真空度 722 mmHg のくし型3車室4分流排気再熱再生式蒸気タービンユニットである。組立断面図を図6に示す。本機の特徴としては、52インチ翼の採用により従来40インチ翼低圧タービンに対し、3車室から2車室に低減することが可能となり、建設費の大幅な低減を達成したこと、また、全一体ロータの採用により、焼きばめ円板式の従来原子力機に対し、SCC耐性を向上し信頼性向上を図ったこと等が挙げられる。

4.1 性能

試運転中に部分負荷を含む各負荷で性能試験が実施され、伊方3号機の性能が確認された。図7(a)に性能試験結果を示す。計測されたタービン効率は全負荷域において計画値を上回っている。この結果は、完全三次元設計された52インチ最終翼群の有効性を示している。

4.2 軸振動

世界最大級の全一体ロータを採用した伊方3号機の定格出力運転時に各軸受部で計測した軸振動レベルを図7(b)に示す。

本図に示されるように、両振幅振動値にて30ミクロン(3/100mm)以下の非常に安定した運転が達成されている。

5. あとがき

以上、52インチ翼の開発設計に適用された設計技術とその信頼性確保のために実施された種々の実証試験結果及び本翼を最初に適用した伊方3号機 890 MW 原子力タービンの試運転期間中に得られた結果について述べてきたが、本翼が設計どおりの性能を発揮した信頼性の高い翼であることが実証された。

今後、52インチ翼での開発及び運転実績をもとに発電プラントの熱効率及び信頼性の向上のための技術開発に努めていく考えである。

参考文献

- (1) 角家, 原田, 渡辺, 蒸気タービン用52インチ翼の開発, 火力原子力発電, Vol.36 No.11 (1985-11)
- (2) Denton, J., An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation, ASME Paper 82-GT-239 (3)
- (3) Miyawaki, T. et al., Improvement of LP Turbine Efficiency by Fully 3 D Designed Blade, ASME IJPGC Paper PWR-Vol.18 (1992)
- (4) 間瀬ほか, 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)