

高速・高出力機械駆動用蒸気タービンのISB翼適用

Application of Integral Shrouded Blade to High Speed and Loading Mechanical Drive Steam Turbine



池 野 恭 一^{*1}
Kyoichi Ikeno

長 井 直 之^{*2}
Naoyuki Nagai

平 野 雄 一 朗^{*3}
Yuichiro Hirano

佐 々 木 公 良^{*4}
Tomoyoshi Sasaki

当社のアンモニアプラントで使用される合成ガス圧縮機駆動用蒸気タービンの世界市場での優位性を再構築するために、調速段にISB翼を適用し、無限翼化による信頼性向上を果たすとともに高性能プロファイル化を図り、高性能・高効率化を実現した。このISB翼は、調速段だけでなく、中間段にも適用されており、数年前から当社タービンに数多く採用されており、すべて順調に稼動している。本論文では、開発過程で実施した回転振動試験、翼列試験及び空気タービンにより得られた成果について紹介する。

1. は じ め に

当社のアンモニアプラントで使用される合成ガス圧縮機駆動用蒸気タービン（以後、SYN.GASタービンと呼ぶ）は、高信頼性及び単車室、両軸駆動のコンパクト設計をキャッチフレーズに、世界市場で優位な立場を保持してきた。

しかしながら、近年、客先のプラントコスト低減（プラント原単価低減）により、タービンの性能に対しても、厳しい要求が課せられるようになったが、当社のSYN.GASタービンは、信頼性を重視して、過去十数年フルモデルチェンジ無しで市場ニーズに対応してきたため、性能面での競争力強化を目指す次世代型の開発が必要となった。

特に、SYN.GASタービンの調速段動翼は、高速・高出力で使用されるため、信頼性重視の立場から、動翼の高さを20 mm以下に抑えており、その結果、静翼ゲーシング角が大きくなり、線図効率が低下するとともに、低アスペクト比となり、プロファイル性能が低下していた。

SYN.GASタービンの優位性を再構築するため、今回、調速段にISB翼（Integral Shrouded Blade）の適用を前提に、ゲーシング角を小さくし、翼のアスペクト比を改善した高性能プロファイル翼を開発した。信頼性向上の面では、本翼は平行短翼（平行とは、翼断面形状が高さ方向で一様を意味する）であるため、長翼で採用されている翼のねじり戻り効果を利用した構造は適用できないが、隣接翼同士を連成させる新機

構を開発し、無限翼化を図ることに成功した。

本報では、新機構の連成構造、翼強度のFEM解析、テストロータを用いた回転振動試験結果及び性能検証の空気タービン試験結果の概要について述べる。

2. 合成ガス圧縮機駆動用蒸気タービンの仕様

表1にISB翼を調速段に適用するSYN.GASタービンの仕様を示し、図1にタービンの断面を示す。表2には、今回の調速段の翼要目及び従来型の場合をそれぞれ示す。

今回の静翼、動翼とのアスペクト比が大きく向上し、従来型に比べ、静翼で2.7倍、動翼で1.6倍となっている。

3. 新機構の連成構造（無限翼化）

本ISB翼は、従来の長翼のISB翼に採用されている翼のねじり戻りを利用した無限翼化構造は平行短翼であるため適用できない。したがって、無限翼化を実現

表1 SYN.GASタービンの主な仕様

最大出力	最高回転数	主蒸気圧力	主蒸気温度	最大入口流量
22000 kW	12000 rpm	110 kgf/cm ² g	510°C	250 T/H

表2 調速段の翼要目

		基本直径	翼高さ	翼 巾	アスペクト比	ゲーシング
静翼	今回	φ428 mm	20.0 mm	15.0 mm	1.3	0.26
	従来	φ470 mm	12.5 mm	25.0 mm	0.5	0.39
動翼	今回	φ425 mm	25.0 mm	50.0 mm	0.5	0.36
	従来	φ466 mm	16.0 mm	50.0 mm	0.3	0.44

*1 広島製作所ターボ機械技術部タービン設計課

*2 技術本部広島研究所応物・振動研究室室長

*3 技術本部長崎研究所ターボ機械研究室

*4 MHIターボテクノ(株)広島支社技術部担当部長

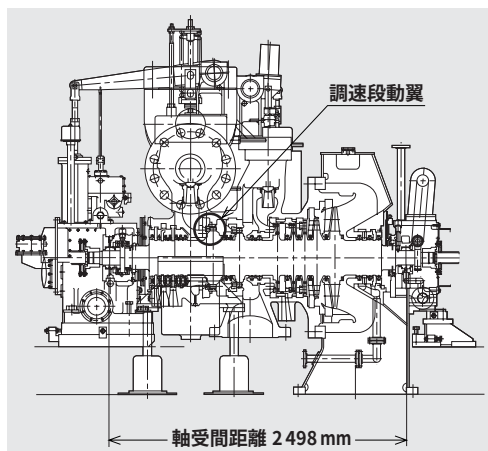


図1 SYN.GASタービンの断面

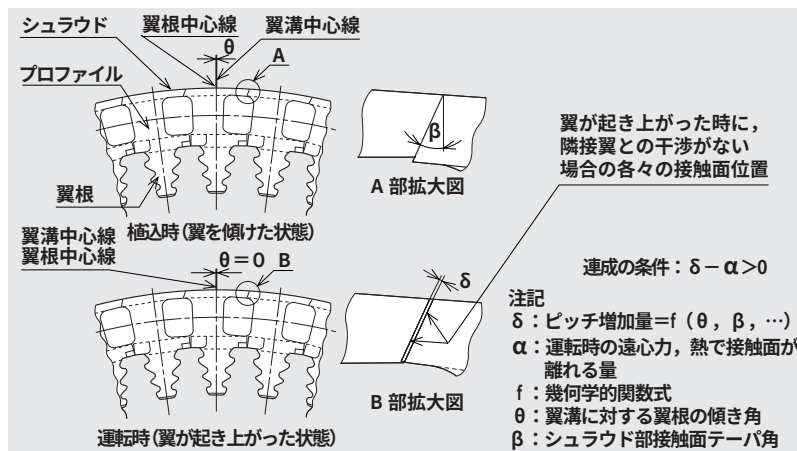


図2 ISB短翼の連成構造

するためには、それとは異なった新機構の連成構造を開発しなければならない（以後、長翼のISB翼と区別するため、本タイプをISB短翼と呼ぶ）。

このISB短翼の新機構の連成構造は、翼根、翼溝のスキマを利用し、シュラウド部の接触面を傾けた動翼をプロファイル凸側方向に傾けて植え込む。この方式では、回転中、翼に発生する遠心力により、翼が傾いた状態から起き上がった状態に移行する。一方、このように翼を傾けて植え込むことにより、図2に示すように幾何学的な関係から、傾けた状態でのシュラウド部周方向ピッチを、起き上がった状態よりも大きく設計可能となる。したがって、この幾何学的に得られたピッチの増加量（以後、ピッチ増加量と略す）が、回転時に遠心力、熱で接触面が離れる量よりも大きい場合、隣接翼同士のシュラウド接触面は離れることなく、回転中も連成状態を保持させることが可能となる。

このピッチ増加量は、翼の傾き角及びシュラウド部接触面のテーパ角によって調整可能であるが、基本的には翼の傾き角は翼根と翼溝の型式で決まり、限定されるため、接触面のテーパ角のみによって調整される。

なお、本方式では翼を傾けて植え込むため、過大なピッチ増加量により、翼が回転時に起き上がらず、傾いた状態を持続することが予想される。このような場合、翼根が片当たり状態となり、局所的に過大な応力を発生する危険性があるため、回転時には翼は起き上がった状態となるようにピッチ増加量を適切に設計する必要がある。

4. ISB翼の静的強度解析

前述した連成構造における検討すべき翼の静的強度とは、下記状態が最もクリティカルになると考えられる。

それは、回転時に翼が起き上がった状態から、運転を停止した場合でも、翼がその状態を保持すると考え

ると、遠心力や熱膨張によるシュラウド部の広がり量がゼロとなるため、ピッチ増加量のすべてが、シュラウド部接触面に対して圧縮応力として作用することになる。

この静止時の翼の応力分布をFEM解析にて評価した。その結果について以下に述べる。

なお、回転時の応力分布も同様に評価し、強度上問題ないことを確認したが、上記状態でのシュラウド部周辺の応力レベルよりも低いため、本報では省略する。

表3に解析条件を示し、ピッチ増加量は、製作公差を考慮した最大値を用いている。図3にFEMによる最小主応力分布を示す。

図3より、シュラウド部上面のプロファイル凹側には圧縮応力、凸側には引張応力が発生している。最大圧縮応力（シュラウドとプロファイル凸側の中央部周辺）は、翼材の降伏応力を約50%オーバーしているが局所応力であること、また、本応力は変位拘束型であるため構造の変形によって緩和されることから、強度上問題ないと判断できる。

表3 解析条件

回転数/雰囲気温度	ピッチ増加量	接触面の摩擦係数	解析手法
0 rpm	0.103 mm	0.2	非線形弾性解析

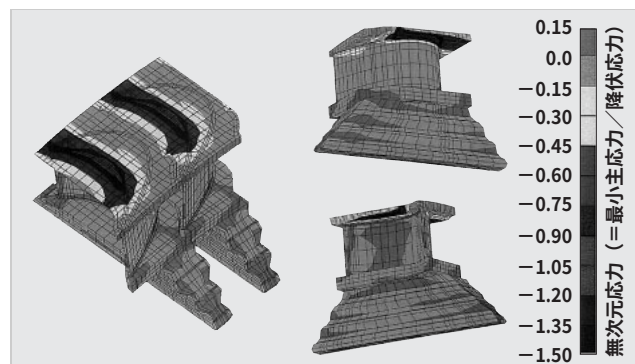


図3 FEM解析結果（最小主応力分布）

5. 回転振動試験と動的強度評価

ISB短翼の連成構造を検証するため、単独翼のハンマリング試験及びテストロータによる回転振動試験を実施した。

さらに、本翼の動的強度を、上記試験結果及びFEMによるモード解析結果により検討した。

5.1 ハンマリング試験

単独翼状態における固有振動数及びモードを計測するために、ハンマリング試験を実施した。

本試験は、テストロータに加工してある翼溝に翼を1枚植え込んだ状態で行った。表4に計測された各方向の最低次の固有振動数を示す。

5.2 回転振動試験

ISB短翼のテストロータへの組立て完了後の状況を図4に示す。なお、調速段用以外の他の翼型についても、ISB短翼を設計、製作し、同時に試験を行った。

本試験は当社工場内の真空室で行い、エアーノズルにより回転中の翼を加振、最高13 200 rpmまで回転させて計測した。計測方法は、翼に張った半導体ひずみゲージからFMテレメータにより信号を発信し、計測室の機器にて受信した。

図5に回転振動試験により得られた調速段用ISB短翼のCampbell線図を示す。図5より7 000 Hz近傍にて応答を示しており、単独翼のハンマリング試験における軸方向の1次が現われていると考えられる。一方、従来から強度上クリティカルであった周方向1次（蒸気推進力と方向が一致するため）の応答（3 700 Hz近傍）が消滅していることから、本ISB短翼の連成構造が、回転中に機能していることが確認された。

5.3 振動応力評価

回転振動試験時のISB短翼の応答及びFEMによるモード解析から、実運転時の振動応力を評価した。本翼は調速段にて使用されるため、部分挿入時いわゆるショックロード応答時について検討した。

表4 単独翼のハンマリング試験結果（静止、常温）

周方向1次	軸方向1次	ねじり方向1次
3 700 Hz	7 392 Hz	8 192 Hz

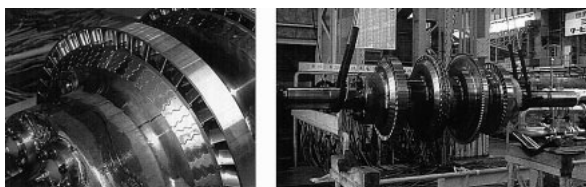


図4 ISB短翼のテストロータ組立完了状況

FEMによるモード解析結果の周、軸、ねじり方向の各最低次モードを図6に示す。

一方、回転振動試験時には、周方向モードの応答は消滅しており、軸、ねじり方向モードの各応答が計測されている。しかしながら、振り方向モードに対する振動応力は、有効加振力（蒸気推進力による）が小さいため、ISB短翼における振動応力としては、軸方向モードのショックロード応答時の共振を評価した。

図7のGoodman線図において、本翼の強度レベルを評価し、また従来型のシュラウド綴り翼を使用した場合の強度レベルも同様にプロットする。

本線図より、従来型の翼では許容をオーバシ、使用不可能となるが、本ISB短翼は従来翼に比べて振動応力レベルが約1/3に低減しており、十分な強度を有していることがわかる。したがって、このISB短翼の信頼性は、従来翼より大きく向上していると評価できる。

6. ISB翼の性能評価

翼の性能改善策としては、以下を実施した。

- ① 翼のゲーシングを絞り、線図効率の改善
- ② 流路内加速パターンの改善によるプロファイル損失の低減
- ③ アスペクト比向上による2次流れ損失の低減
- ④ 環状面積増大による排気損失の低減
- ⑤ 動翼外周部のラジアルフィン設置によるチップリーク損失の低減

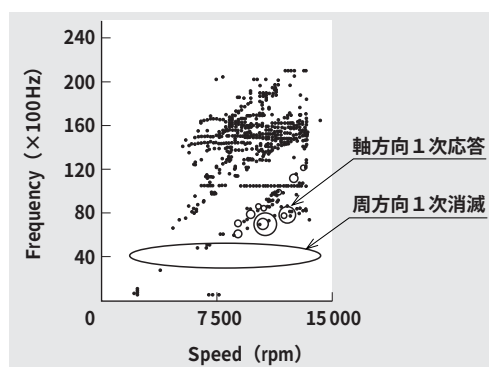


図5 Campbell線図

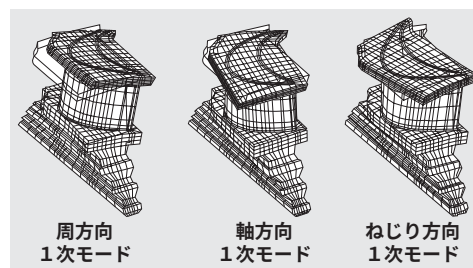


図6 各方向最低次モード解析結果

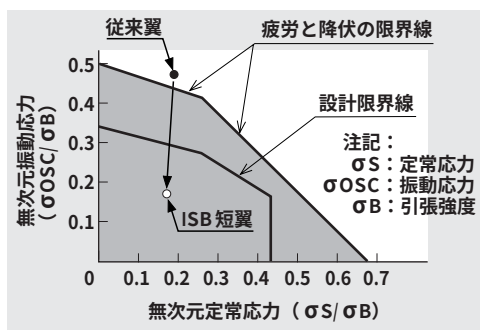


図7 Goodman線図

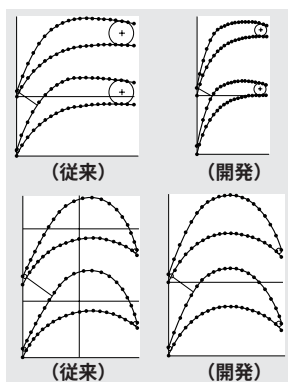


図8 翼型比較

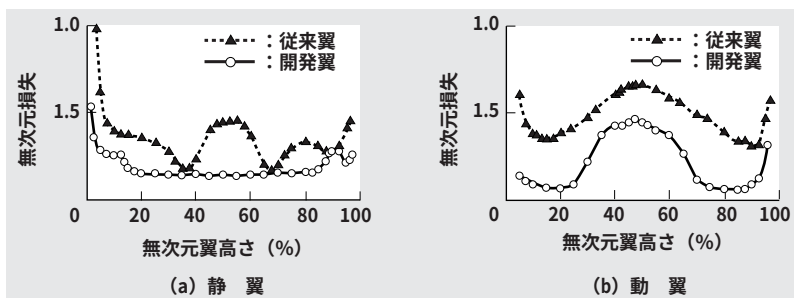


図10 翼列試験結果

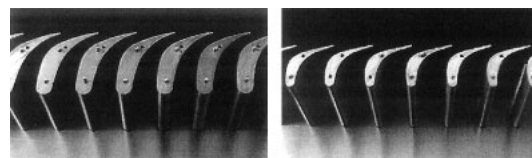


図9 静翼翼列試験モデル

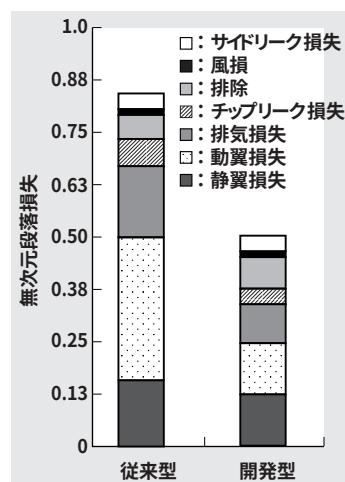


図11 性能分析結果

図8に従来型と今回開発した翼型を示す。開発された静翼は、従来翼よりプロファイルを薄肉化し翼幅の短縮化を図った。動翼は流速分布をスムーズ化し、プロファイル損失を低減させた。

次に、開発翼の性能検証を目的として、翼列試験を実施した。図9に静翼翼列試験モデル及び図10にその試験結果を示す。開発翼は、プロファイルの改善及び翼高さ増加の効果によって、従来翼より、大幅な損失低減を達成している。

さらに、調速段の段落としての性能を検証するため、空気モデルタービン試験による全体性能計測を実施した。

本試験で得られた結果及び翼列試験結果から1次元性能計算による段落性能の比較を行い、従来型段落からの性能向上量を推定した。

その結果、図11に示すように上記5項目の改善効果により、開発型段落の損失量は従来比0.57と推定され、性能面の向上も達成できた。

7. ま と め

当社SYN.GASタービンの性能及び信頼性を向上させるために、調速段にISB翼（Integral Shrouded Blade）を適用し、翼のアスペクト比を改善した高性能プロファイル翼を開発した。さらに、新機構の連成構造を開発することにより、平行短翼の無限翼化にも成功した。

回転振動試験、翼列試験及び空気タービン試験の結果、以下のような成果が得られ、SYN.GASタービンの優位性を再構築し、市場での競争力を回復することができた。

- (1) 調速段用のISB短翼は、従来型よりも振動応力レベルが約1/3に低減され、翼強度の信頼性が大きく向上した。
- (2) 高性能翼は、プロファイル及び他の改善効果によって、従来型に比べ、段落損失が0.57に低減した。

最後に、このISB短翼は調速段だけでなく、中間段にも適用されており、数年前から当社SYN.GASタービンやその他の高速タービンに数多く採用され、すべて順調に稼動している。今後も、ISB短翼の適用を推進していく予定である。



池野恭一



長井直之



平野雄一郎



佐々木公良