セラミック動翼高温スピントテスト*

中野宏明^{*1}, 奥野研一^{*1}, 新関良樹^{*1}
小林正^{*1}, 古関昭紀^{*1}

Hot Spinning Test for Ceramic Moving Blades

Hiroaki NAKANO, Kenichi OKUNO, Yoshiki NIIZEKI,
Tadashi KOBAYASHI and Akinori KOGA

The inlet temperature of a gas turbine has been increased to improve its thermal efficiency. Accordingly, the technique of applying ceramics to the hot parts of a gas turbine has been studied recently. Among them, moving blades are rotating parts and used under severe thermal and vibrating conditions. Toshiba has developed ceramic moving blades for a 1 300°C-level gas turbine, and is planning to mount them on a pilot experimental gas turbine in the near future. Hot spinning test equipment has been developed, and these ceramic blades were tested under conditions similar to those of the pilot machine. Furthermore, limitation tests for overtemperature and 110 percent overspeed were carried out. In consequence, the reliability of ceramic moving blades was ascertained. In this paper, the results of a hot spinning test for the ceramic blades are described, and the process and some problems in the development of the test equipment are also discussed.

Key Words: Reliability, Ceramics, Blade, Thermal Efficiency, Gas Turbine, Vibration

1. ま え が き

複合発電プラントはその効率の高さから大容量電源として、今日確固たる地位を得つつある。この発電方式の経済性をさらに高めるためには、ガスタービン効率の大幅な向上が必要である。これは主としてタービン入口温度の高温化により達成される。これに伴いガスタービン高温部すなわち、燃焼器およびタービン動静翼にセラミックスを適用する研究が進められている⁽¹⁾⁽²⁾。このうち燃焼器と静翼は静止部であり、比較的早い段階での実用化が可能と考えられる。一方、動翼は回転部であり高温の熱的条件にさらされるとともに、遠心力や振動などの要因も加わり非常に苛酷な使用条件となる。このため、高い信頼性を要求される発電用機器に採用するには、実機と同条件下での十分な検証試験が不可欠である。

東芝は1 300°C級 16 MW ガスタービン用セラミック動翼を開発し、今後これを試験用ガスタービンに組み込む計画である⁽³⁾⁽⁴⁾。これに先立ち、信頼性を検証するため実温度におけるセラミック動翼の回転試験、すなわち高温スピントテストを実施した。

本試験装置はセラミック動翼用に新たに開発されたものであり、実機の起動パターンに合せたスピントテストおよびオーバースピードを含む限界試験が可能である。この軸系は立て形のフレキシブルな構造をしており、空気タービンにより高速で回転される。一方、高温場は別置き燃焼器と燃焼ガスを封じ込める高温ケーシングにより実現される。装置の開発段階で振動が発生したが、ロータ結合部における回転中の半径方向変位差に起因するアンバランス、内部減衰による不安定振動および静止部との接触などの問題を克服し、最終的に安定した振動特性を得た。

装置完成後、実温、実回転数における試験に加え、110% オーバースピードを含む限界試験を実施したが、開放点検の結果セラミック動翼には何ら異常はなく、その健全性が確認された。

本論文ではセラミック動翼高温スピントテストの結果について述べるとともに、試験装置開発途上で発生した諸問題についても言及する。

2. 試 験 装 置

2.1 供試翼 供試セラミック動翼の構造を図1に示す。供試翼はセラミックスと金属をハイブリッド形にしたもので、耐熱合金の心金にセラミックスリー

* 原稿受付 平成4年6月16日。

^{*1} 正員、(株)東芝京浜事業所(〒230 横浜市鶴見区末広町2-4)。

ブをかぶせ、さらに心金に心金頭部を拡散接合したものである。この接合面には心金頭部とセラミックスリーブの遠心力に耐えうる強度が要求される。一方、セラミックスと金属の熱伸び差を吸収するため、心金頭部の接触部には柔軟なリブ構造が採用されている。また、心金には冷却空気孔が複数個設けられている。耐熱合金はコバルト基合金 (Mar-M247) を、セラミックスは窒化けい素 (Si_3N_4) を用いた。

2.2 系統と主要項 試験装置の系統を図2に示す。空気源圧縮機から作動空気が調整弁を介し駆動タービンへ供給される。燃焼器へは空気と都市ガスが供給され、燃焼ガスはケーシング内部へ導かれセラミッ

ク動翼を高温にした後、エゼクタにより大気へ排出される。さらに空気源圧縮機からの空気が分岐し、翼冷却空気、パッキンシール空気、ピット冷却空気として供給される。翼冷却空気は実機と同一条件にするためヒータにより温度コントロールされる。図2中、主な計測位置が示されており、Pは圧力、Tは温度、Gは流量を表している。

表1は各機器の主要項を示している。駆動タービンは高温スピントスト用に設計されたものであり、オーバスピードを考慮し400kWの出力を有している。また燃焼器は最高1400°Cの燃焼ガスを供給することが可能である。

2.3 全体構造 図3に装置鳥瞰図を、図4に組立断面図を示す。供試翼は対称位置に全周2枚、テストロータに組み込まれている。テストロータは立て形の空気タービンと結合されており、これにより駆動される。

テストロータの周囲は燃焼ガスを封じ込めるため高温ケーシングで覆われており、その内部に別置きの燃焼器から高温ガスが導かれる。ケーシングの内面には

図1 供試セラミック動翼

表1 主要項

Driving air turbine	Type	Vertical single stage air turbine
	Output	400kW
	Revolution number	12,240rpm
Combustor	Gas temperature	1,400°C
	Gas pressure	1.0432ata
	Fuel	Town gas
Air compressor	Driving power	2,750kw
	Mass flow	15kg/s
	Pressure	3.10ata
Heater	Outlet temperature	Room temperature ~360°C
	Mass flow	0.1kg/s

図2 系統図

キャストابلと呼ばれる断熱材が設けられている。金属製のダミー翼を用いて予備試験を行った結果、試験終了後翼表面に打こんが検出された。これはケーシングの断熱材が熱変形と燃焼ガスの流れにより、かけて落ちその破片が回転する動翼と衝突したためである。このため、断熱材の表面をハステロイの薄い板で被覆したが、念のためテストロータには金属製の保護翼をセラミック翼の回転方向前方に組み込んである。

テストロータの下端には、セラミック動翼の金属温度などを計測するためスリップリングが取り付けられている。また、万一動翼が飛散した場合を考え、テストロータは地下のチャンバ内に設置され、周囲は厚さ400 mm の鉛ブロックで覆われている。

図 3 装置鳥かん図

2.4 軸系 高温スピントレストの軸系の構造を図5に示す。軸系は設備の関係から立て形を採用している。駆動タービンロータには中心孔があいており、内部にスピンドルが挿入される。タービンロータ上端の三日月キーによりスピンドルとタービンロータは結合される。スピンドル下端にはピンで結合されたテストロータがぶらさがっており、テストロータはA～C三つのロータから構成されている。ロータAには供試翼が植え込まれており、このロータAとロータBとはスタッキングボルトにより結合されている。さらに、供試翼に翼冷却空気を送るためのロータCがロータAに焼きばめられている。

軸受はすべて転がり軸受を用いており、全部で七つある。このうち、#1, 2 軸受により駆動タービンロータを、#3, 7 軸受によりテストロータを支持する。#3 軸受は当初通常の回転ではロータと接しない構造であったが、軸系の振動対策のため常時ロータと接する構造に変更された。#4, 5 軸受はダンパ用、#6 軸受はローキャッチャ用であり、通常はテストロータと接触しておらず、振動が異常に増大した場合または駆動タービンとの結合ピンが破損したような場合、回転が停止するまでの間テストロータを保持するためのものである。ロータ自重と運転中発生するスラスト力は#2 軸受で支持される。

駆動タービンロータは一次固有振動数が定格回転数以上となるよう、できる限りスパン方向のコンパクト

図 4 高温スピントレスト装置組立図

化が図られた。またテストロータには燃焼ガスの給排気が周方向1箇所から行われ、静的アンバランス力が発生する。アンバランス力による静止部との接触を避けるため、テストロータ下端の#7軸受にエアシリンダの空気ばねによる可変支持構造を採用するとともに、支持部に減衰力を与えるスクイズフィルムダンパを設置した。

3. 振動対策

3.1 振動特性 装置据付け後、試運転に入ったが振動問題が発生した。表2に振動特性と対策を示す。セラミック動翼を用いた本試験の前に金属製のダミー翼による予備試験を行った。最終の本試験IIを除き、振動特性に再現性がなく振動特性が突然変化する現象が発生し、また軸受の損傷も経験した。図6に予備試験IIにおける軸受破損時に計測された軸受ハウジング温度を示す。ハウジング温度は破損時瞬時に最高200℃以上に達している。

3.2 振動対策の実施 振動問題解決のため構造解析および振動解析を実施し、振動の発生が軸系のアンバランス、静止部との接触（ラビング）、内部減衰による不安定振動の複合要因によることが明らかとなった。このため数度にわたり改造工事を行った。実施した主な振動対策は次のとおりである。

(1) テストロータAとBの結合部改造 テストロータAとBはボルト結合されているが、結合部の異径差が大きいため回転中の半径方向変位が異なり、ロータ間で半径方向にずれアンバランスの要因となる。図7に改造後の有限要素法による解析結果を示す。定格回転数10200rpmではボルト位置で改造前0.02mm（半径で）の差があったが、ロータBの中心孔を

表2 振動特性と対策

Test item	Results and measures
Preliminary test I (Dummy blades)	<ul style="list-style-type: none"> ○ Achievement of 8000rpm (cold) ○ Large vibration at #7 Brg.
Preliminary test II (Dummy blades)	<ul style="list-style-type: none"> ○ Achievement of 10100rpm (cold) ○ Damage of #1,2 Brg
Preliminary test III (Dummy blades)	<ul style="list-style-type: none"> ○ Achievement of 8000rpm (cold) ○ Abrupt change in vibration
Preliminary test IV (Dummy blades)	<ul style="list-style-type: none"> ○ Achievement of 10200rpm (hot) ○ Dummy blades → Ceramic blades
Main test I (Ceramic blades)	<ul style="list-style-type: none"> ○ Achievement of 10200rpm (hot) ○ Abrupt change in vibration
Main test II (Ceramic blades)	<ul style="list-style-type: none"> ○ Achievement of 110% overspeed ○ Allowable vibration characteristics

図6 軸受破損時の軸受ハウジング温度

▽ Vibration measurement points (On pedestal)
▼ Vibration measurement points (On shaft)

図5 軸系の構造

図7 ロータAとBの結合部有限要素法解析

20φから一部120φへ拡大することで同一変位となった。さらに、スタッキングボルトの結合を強化した。

(2) テストロータAとCの焼ばめ部 テストロータCはルートとチップ2箇所でロータAに焼ばめられていたが、計算結果によればチップでは運転中遠心力と熱変形でつかず離れずの状態となり、アンバランスの原因となりうる。このためチップフリーとした。さらに、焼ばめ代の見直しを行った。

(3) テストロータ支持変更 当初の設計では#3軸受はロータと非接触であったが、軸系のがたを減らし内部減衰による不安定振動をなくすため、#3軸受にてテストロータを拘束するよう変更した。図8に改造後の有限要素法による振動解析結果を示す。計算結果によれば一次危険速度は883 rpm、二次、三次は3891, 10826 rpmであった。

(4) 軸受の改造 予備試験IIで#1, #2軸受が損傷を受けたため、軸受の変更、油噴霧潤滑を採用した。

(5) 据付け時の心出し方法の改善 高温スピントストには七つの軸受があり、これらの心出しが十分な場合ラビングの原因となるため、組立時すべてインライン化する必要がある。そこで、心出し治具の改善、ギャップセンサによる各部クリアランスチェックを行った。

3.3 対策後の振動 以上の対策により振動問題は完全に克服された。図9は#2, 3, 7軸受の振動特性を示しており、横軸に時間、縦軸に振幅および回転数がとってある。定格回転数近傍では#2軸受の振動値がかなり高いものの、起動からオーバースピードまで許容値内にあり安定した振動特性が得られた。

4. 試験結果

4.1 起動パターン試験 セラミック動翼では動翼心金とセラミックスリーブの熱膨脹係数が著しく異なる。このため動翼回転中、遠心力によってセラミックスリーブが心金頭部に強く押し付けられた状態で昇温すると、心金頭部の熱伸びによってセラミックスリーブが押し広げられ破損の原因となる。これを回避するためセラミック動翼では、回転上昇と昇温の起動パターンに十分配慮する必要がある。

図10に起動パターンの一例を示す。実機のカスター

Model
	Critical speed (rpm)	Mode shape
First	883
Second	3891
Third	10826
Fourth	15285

図8 振動解析

図9 対策後の振動特性

ピンでは約 20% 回転数で着火し、しばらくウォーミングアップした後定格回転数 10 200 rpm まで昇速する。その間動翼へのガス温度（動翼相対全温）はほぼ一定に保たれる。その後、定格出力まで負荷を増加するのでガス温度も急激に増加し、定格状態で 1 188°C に達する。これに伴い動翼心金温度は着火から回転上昇までは一定に保たれるが、負荷上昇の過程で増加し定格状態で 750°C となる。高温スピントテストでは実機の起動パターンを極力シミュレートするため、昇速と昇温を実機と同一にするとともに、動翼心金の着火から定格までの温度上昇幅 ΔT_m を実機と同じ 250°C にコントロールした。起動パターン試験実施後、セラミック動翼には何ら異常は認められず良好な結果であった。

図 10 起動パターン

4.2 限界試験 セラミック動翼の限界を見極めるため、表 3 に示すようにガス温度と回転数を定格以上に上昇させた限界試験を実施した。セラミック動翼を用いた本試験の起動回数と総運転時間を表 4 に示す。

図 11 に定格ガス温度 1 188°C に対し 1 233°C まで昇温させた限界試験 (1) の実測値を示す。横軸に時間を縦軸に燃焼温度、ガス温度（動翼相対全温）、ケーシング入口および出口全温、動翼心金温度、保護翼メタル温度、回転数が示されている。動翼心金温度の上昇幅 ΔT_m は 250°C を示しており、回転数は定格の 10 200 rpm を記録している。

図 12 に 110% オーバースピードすなわち 11 220 rpm まで昇速したときの実測値を示す。ガス温度は定格 1 188°C である。このときのセラミック頂部における平均圧縮応力は 80 MPa である。

限界試験終了後、装着を分解し開放点検を行った。

図 13 に示すように供試翼はセラミックスと金属の接

表 3 限界試験条件

Item	Design	Limitation test (1)	Limitation test (2)
Revolution number	10,200rpm	10,200rpm	11,220rpm
Gas temperature	1,188°C	1,233°C	1,200°C

表 4 起動回数と総運転時間

Item	Number of startings	Operating time
Main test I	30	31'32"
Main test II	12	39'33"
Total	42	71'05"

図 11 限界試験結果 (1)

図 12 限界試験結果(2)

図 13 限界試験終了後のセラミック動翼

触部, 心金接合部を含め何ら異常がなく, 信頼性が確認された。

5. 結 論

(1) 立て形の軸系, 燃焼ガスを封じ込める高温ケーシングを特徴とする高温スピントテスト装置を開発し, 1300°C級ガスタービン用セラミック動翼に対し, オーバースピードを含む実機運転パターンをシミュレートした試験が可能であることが確認された。

(2) 装置開発途上で発生した振動問題は, 回転中の半径方向変位によるアンバランス, 内部減衰による不安定振動および静止部との接触が原因であることを究明した。これに基づく軸系の改造を行い, 最終的に安定した振動特性を得た。

(3) 定格回転数 10200 rpm, ガス温度 1188°C に対し, 実温, 実回転数における起動パターンおよび 110% オーバースピードとガス温度 1233°C の限界試験を実施したが, 開放点検の結果供試翼は健全であり, セラミック動翼の信頼性が確認された。

(4) 高温スピントテストにより, セラミック動翼を適用した 1300°C級ガスタービンの実現に向けて, 一歩を進めることができた。

文 献

- (1) 土屋, 日本ガスタービン学会誌, 18-69(1990), 6.
- (2) Hara, Y., ほか 5 名, *Proc. '91 Yokohama Int. Gas Turbine Congr.*, IGTC-99(1991).
- (3) Ikeda, T., ほか 2 名, *ASME Paper*, 91-GT-372(1991).
- (4) Okabe, N., ほか 5 名, *Proc. '91 Yokohama Int. Gas Turbine Congr.*, IGTC-102(1991).