E224

ガスタービン翼を対象とした TBC 遮熱性能非破壊評価法の開発

Development of Non-Destructive Evaluation Method
for Heat Resistance of TBC on Gas Turbine Blade

○正 尾関 高行 (電中研) 正 藤井 智晴 (電中研) 正 酒井 英司 (電中研)
非 福地 哲生 (電中研) 非 布施 則一 (電中研)

Takayuki OZEKI, Tomoharu FUJII, Eiji SAKAI, Tetsuo FUKUCHI and Norikazu FUSE

Central Research Institute of Electric Power Industry, 2-6-1 Nagasaka, Yokosuka, Kanagawa 240-0196

A non-destructive method for evaluating the heat resistance of a TBC has been developed for gas turbine blades. In this method, a robot arm controls the position of CO₂ laser beam along the topcoat surface. The laser beam heats the topcoat surface in the vertical direction while maintaining the laser source at a fixed distance from the surface, and the topcoat surface temperature is measured by an infrared camera. Subsequently, to derive an expression for the relationship between the heat resistance and the topcoat surface temperature, three-dimensional analysis of the unsteady heat conduction is performed under practical heating condition. This measured temperature and this relational expression estimate the heat resistance. This method was applied to the cylindrical TBC sample which simulates curvature of gas turbine blade and the heat resistance of the TBC was evaluated under various conditions. The suitable heating condition for this method was decided by these test results. In addition, the results showed that if the measurement error of the topcoat thickness is reduced, the accuracy of this method will be improved.

Key words: Gas turbine blade, Thermal barrier coating, Heat resistance, Non-destructive evaluation

1. 諸言

ガスタービン (以下, GT) の高温化に伴い, 高温部品には基材を保護する遮熱コーティング (以下 TBC) が適用されている。TBC は遮熱性能の高いセラミックス製のトップコート (以下, TC) と耐酸化性能の高いボンドコート (以下, BC) の 2 層からなる。さらに TC は内部に気孔を含んでいるため, これらが遮熱層となり, 高温ガスからの伝熱を抑制している。しかし TBC は経年的に TC の減肉や剥離, 焼結による気孔の減少が生じ, その遮熱性能が劣化することが知られている⁽¹⁾。したがって, TBC の遮熱性能の低下による基材温度上昇が高温部品の耐久性に影響を及ぼすことが懸念される。

これまでに TBC の遮熱性能の低下を非破壊で評価する手法については TBC が施工された燃焼器に対して報告されている⁽²⁾。しかし近年では GT の動翼にも TBC が施工されているため, 著者らは TBC が施工された動翼を対象として, TBC の遮熱性能 (熱抵抗) を非破壊で評価する手法および装置を開発している⁽³⁾⁽⁴⁾。本報告では, 開発した装置を用いて, 動翼の背側の曲率を模擬した薄肉円筒の外面に施工された TBC 試料 (以下, 円筒状 TBC 試料) の TC の熱抵抗を推定することで, 動翼に対する適切な試験条件と推定精度向上のための指針を得たので紹介する。

2. 評価原理

TC の熱抵抗 R_{TC} は次式によって表される。

$$R_{TC} = \frac{d_{TC}}{\lambda_{TC}} \quad (1)$$

ただし, d_{TC} は TC 厚さ, λ_{TC} は TC の熱伝導率であり, TC の熱抵抗は減肉による d_{TC} の変化と, 焼結による λ_{TC} の変化をまとめて評価できる指標である。TC の熱抵抗の評価には TC 表面をレーザ加熱した際の非定常熱伝導現象を利用する (図 1)。TC 表面をレーザで加熱すると, TC の熱抵抗

により TC から基材側へ伝わる熱量が異なる。TC の熱抵抗が高いほど基材側への伝熱量が小さくなるため, TC 表面温度が高くなる。反対に経年的に TC の熱抵抗が低下すれば, TC 表面温度は低くなる。したがって, この TC 表面温度を赤外線カメラ等で計測することにより, TC の熱抵抗の低下を非破壊で定量的に把握することができる。

Fig. 1 Basic concept of non-destructive heat resistance evaluation method

3. 評価手法の概要

動翼は複雑な 3 次元表面形状をしているため, 異なる部位に対して常に同じ条件で加熱するには, 動翼の形状に沿うようにレーザ照射位置を操作する必要がある。この問題を解決するために考案した装置 (以下, 評価装置) の構成と TC の熱抵抗を評価するためのフローを図 2 に示す。まず TBC 施工動翼 (図 2 の①) を, たとえば X 線 CT システ

Fig. 2 System configuration and evaluation flow of heat resistance for TBC of gas turbine blade

ムのように非破壊で翼形状を取得可能な装置で計測し(②), 3次元翼形状モデルを作成する(③). 得られた翼形状を基にしてロボットアームの操作プログラムを作成する(④). このロボットアームの先端にはレーザ照射ノズルが取り付けられている. またロボットアームは6軸制御であり, 回転テーブル上に動翼が固定されるため, 計7軸で制御することができる. これらのことにより, 複雑な形状を持つ翼表面に沿って, 常に垂直かつ等距離からレーザを照射することができる. 加熱されたTC表面の温度は赤外線カメラで計測する(⑤). 本装置では加熱のためにCO₂レーザ(波長10.6μm)を用いているため, TC表面温度の計測には反射波の影響を受けないように, 3~5μmの波長を計測する赤外線カメラを採用した. 本評価装置の外観を図3に示す.

このTC表面温度を同じ翼に対して初期状態から時間を追って計測すれば, TCの熱抵抗の低下を時系列で評価することができる. しかし, 必ずしも初期状態の評価が可能とは限らない. また動翼は部位毎に基材の肉厚が異なるうえに, 内部には複雑な冷却流路が設けてあるため, TC表面に対して同条件でレーザ加熱を実施しても, 部位毎に熱の伝わり方が異なることが考えられる. これらのことからTCの熱抵抗を定量的に評価するためには, TC表面温度の計測に加えて, 動翼の内部構造を考慮した数値解析により, TC表面温度とTCの熱抵抗の関係を示す検定線(以下, 検定線)を作成する必要がある. 数値解析には図2に示した通り, 作成した3次元翼形状モデルに対して, TCの熱抵抗を設定する必要がある. その際に, テラヘルツ波(以下, THz波)で非破壊計測した d_{TC} を設定する(⑥). d_{TC} を

Fig. 3 Evaluation system

計測する理由は次章にて述べる. 計測した d_{TC} と適当に仮定した λ_{TC} を用いて式(1)からTCの熱抵抗を設定し(⑦), 実際のレーザ加熱と同条件による非定常熱伝導解析(⑧)により, TC表面温度を計算する(⑨). ⑦で λ_{TC} を再仮定し, ⑧・⑨の計算を繰り返すことで, レーザを照射した部位のTC表面温度とTCの熱抵抗の検定線が得られる(⑩). 評価装置で計測したTC表面温度と得られた検定線からTCの熱抵抗を推定することが可能となる(⑪).

4. 検定線作成時の問題点

TCの熱抵抗は式(1)に示した通り, 同じTCの熱抵抗

でも λ_{TC} と d_{TC} の組合せが様々である。この影響を調査するため、 λ_{TC} を3種類に設定し、それぞれ d_{TC} を変化させた際の検定線を求めた。図4に示した通り、TCの熱抵抗が同じでも、 λ_{TC} と d_{TC} の組合せによってTC表面温度が異なり、 λ_{TC} 毎にそれぞれ異なる検定線が得られることが判明した。これは本評価手法では非定常加熱を行っているため、TCの熱抵抗が同じ値でも、基材側への熱の伝わり方がそれぞれの条件で異なるためであると考えられる。このことから、評価対象の検定線を得るには、 d_{TC} と λ_{TC} の組合せを実際の試料と同等にする必要があることが分かる。特にTCが厚くなり、TC表面温度が高くなる領域では、検定線の差異が大きく、推定精度に与える影響が大きいため予想される。

このような問題に対応するためには、 d_{TC} もしくは λ_{TC} のいずれかを固定する必要がある。しかし、一般的に λ_{TC} は温度依存性があり、レーザ加熱の最中に変化する。一方で、TCの熱膨張率は小さく、評価中における d_{TC} の変動は無視できる⁽¹⁾。これらのことから、 d_{TC} を固定する方が容易と考えられる。そこで d_{TC} を非破壊で計測する手法としてTHz波を用いた⁽⁵⁾⁽⁶⁾。THz波は100GHz~10THzの周波数領域の電磁波であり、セラミックスは透過するが、金属は透過しない。そのため、TC表面からの反射波と、TCとBCの界面からの反射波を検出し、両者が到達する時間差から d_{TC} を求めることができる。数値解析でTCの熱抵抗を設定する際には、このTHz波による d_{TC} の計測結果を用いた。

Fig. 4 Relationship between TC surface temperature and heat resistance of TC under various values of thermal conductivity

5. 円筒状 TBC 試料を用いた TC の熱抵抗の推定

動翼に対する試験条件を決めるにあたり、円筒状 TBC 試料の TC の熱抵抗を推定した。この試料は動翼の背側の曲率を模擬しており、基材の直径は 50mm である。また d_{TC} が TC の熱抵抗推定値に及ぼす影響を把握するため、施工条件として d_{TC} を 0.1mm (試料 1) と 0.3mm (試料 2) の 2 種類に設定した。図 5 に円筒状 TBC 試料に対する試験の概要を示す。レーザビームは円筒の側面に対して垂直方向から照射され、円筒の軸方向を下向きに移動する。温度評価点は中心高さで固定しており、同点におけるレーザビーム通過に伴う最高到達温度を赤外線カメラで計測した。また試験パラメータとして加熱量に影響するレーザ出力と、加熱時間に影響する照射ノズルの移動速度を考慮した。試験に先立ち、レーザ出力とビーム径内の熱流束の関係をビームプロファイラで計測したところ、設定レーザ出力の 86.6% に相当する部分がビーム径 2mm であることを確認した。試験条件および熱流束を表 1 に示す。

TC 表面温度の計測は各条件において 3 回ずつ実施し、その平均値を最高到達温度とした。その結果を表 2 に示す。次に円筒状 TBC 試料に対して d_{TC} を THz 波で測定したところ、試料 1 が 0.093mm、試料 2 が 0.335mm であった。こ

Fig. 5 Overview of evaluation point on cylindrical TBC sample

れらの値を用いて、それぞれの条件で数値解析を実施し、検定線を作成した。なお、数値解析には熱流体解析コード FLUENT (ANSYS, Inc) を用いた。各条件における最高到達温度と作成した検定線から得られた TC の熱抵抗推定値を表 2 に合わせて示す。

THz 波での d_{TC} の計測精度と TC の熱抵抗の推定精度を把握するため、同試料の実際の d_{TC} および λ_{TC} を計測した。まず、円筒状 TBC 試料を評価点で切断し、実際の d_{TC} を光学顕微鏡で観察して求めたところ、試料 1 が 0.091mm、試料 2 が 0.304mm であった。また λ_{TC} はレーザフラッシュ法を用いて計測したが、試料 1、2 が平板形状ではないため、円筒状 TBC 試料と同時に施工した板状 TBC 試料を用いて計測した。その結果を図 6 に示す。実際の d_{TC} と最高到達温度における λ_{TC} より、式 (1) から実際の TC の熱抵抗を求めた。この結果を表 3 に示す。

これらの結果から、THz 波による計測精度および TC の熱抵抗の推定誤差 (以下、熱抵抗誤差) を表 4 に示す。THz 波の d_{TC} 計測については 10% 程度の誤差で計測できることが分かった。また試料 1 に対しては、各条件ともに熱抵抗誤差が低くなった。しかし試料 2 において、最高到達温度が低くなる条件 4、条件 5 では、熱抵抗誤差が小さくなったが、最高到達温度が高くなる条件 6 では熱抵抗誤差が大きくなった。

Table 1 Test conditions

Case	-	1	2	3	4	5	6
Sample number	-	Sample 1			Sample 2		
Laser beam power	W	1	1	2	1	1	2
Heat flux	W/mm²	0.276	0.276	0.551	0.276	0.276	0.551
Nozzle speed	mm/s	3	5	5	3	5	5

Table 2 Evaluation results

Case	-	1	2	3	4	5	6
Max temperature at evaluation point	°C	62.3	60.4	96.5	116.6	109.6	184.1
d_{TC} (THz wave)	mm	0.093			0.335		
Estimated value of R_{TC}	mm²K/W	99.8	96.5	97.8	362.1	363.4	333.6

Fig. 6 Thermal conductivity of TC

Table 3 Destructive measurement results

Case	-	1	2	3	4	5	6
Observed d_{TC}	mm		0.091			0.304	
Measured value of R_{TC}	mm ² K/W	95.6	95.4	100.6	346.8	343.0	387.9

Table 4 Evaluation errors

Case	-	1	2	3	4	5	6
d_{TC} error	%		2.2			10.2	
R_{TC} error	%	4.3	1.2	-2.8	4.4	5.9	-14.0

6. 考察

6.1 TC の熱伝導率の温度依存性による影響

条件 6 では熱抵抗誤差が大きくなった主な原因として、 λ_{TC} の温度依存性が考えられる。図 6 に示した通り、室温から 200°C の範囲では、温度の増加とともに λ_{TC} は大きく減少する。非定常熱伝導の場合、時間や部位ごとに温度が異なるため、 λ_{TC} も一定にはならない。しかし数値解析上では λ_{TC} をパラメータとして固定しているため、 λ_{TC} の温度依存性を考慮できていない。特に最高到達温度が高くなる条件では、数値解析上で最高到達温度付近の低い λ_{TC} を設定しなければならず、加熱開始時点などの温度が低い状態でも λ_{TC} は低く固定されたままになる。そのため、実際のレーザ加熱よりも基材側への伝熱量が小さくなり、数値解析上の最高到達温度が実際のレーザ加熱よりも高くなる。これを確認するため、 λ_{TC} を 0.8W/mK で固定した条件と温度依存性を考慮した条件において、試料 2 の実際の d_{TC} (0.304mm) を基に数値解析を実施し、それぞれの TC 表面温度を計算した。その結果を図 7 に示す。0.8W/mK は条件 6 の最高到達温度 (184°C) 時の λ_{TC} (0.78W/mK) よりも高く、熱を基材側に伝えやすいにも関わらず、 λ_{TC} の温度依存性を考慮した条件と比較すると、TC 表面付近の温度が高くなるのが分かる。数値解析での最高到達温度が実際のレーザ加熱よりも高くなると、図 8 の①の矢印で示したように、検定線が高温側へ移動する。このため②の矢印の通り、同じ最高到達温度では、TC の熱抵抗推定値は小さくなる。実際に条件 6 では TC の熱抵抗値が小さく推定されており、 λ_{TC} を固定して検定線を求めた影響が出ていると考えられる。このことからレーザによる熱流束 0.551W/mm²、照射ノズル移動速度 5mm/s の条件は d_{TC} が厚

Fig. 7 Temperature distribution in TC layer

Fig. 8 Evaluation error due to difference relationship curve

い場合に最高到達温度が高くなり、推定精度が低くなることが考えられるため、試験条件として適さないと判断した。

6.2 THz 波の計測誤差が TC の熱抵抗誤差に及ぼす影響

試料 2 に対する THz 波の d_{TC} の計測誤差は約 10%であり、実際よりも TC が厚く計測されている。TC が厚くなれば、数値解析における最高到達温度と TC の熱抵抗の両者が高くなるため、検定線が異なることになる。この THz 波の計測誤差が条件 4, 5 の熱抵抗誤差に及ぼす影響を把握するため、試料 2 の実際の d_{TC} (0.304mm) を基に数値解析を実施し、得られた検定線を用いて TC の熱抵抗を推定した。その結果を表 5 に示す。THz 波の計測誤差を含む場合と比較して、両条件における熱抵抗誤差は約 3 ポイント改善された。このため d_{TC} をより精度良く計測することによって、更に熱抵抗の推定精度が向上すると考えられる。

Table 5 Evaluation results using the actual TC thickness

Case	-	4	5
Estimated value of R_{TC} (for observed d_{TC})	mm ² K/W	353.4	350.4
R_{TC} Error (for observed d_{TC})	%	1.9	2.2

6.3 TBC 施工動翼に対する適切な試験条件

レーザ加熱による熱流束 0.276W/mm²において、照射ノズル移動速度を 3mm/s および 5mm/s とした試験条件では、 d_{TC} に関わらず同等の推定精度が得られた。しかし、動翼表面全体を評価する場合、計測時間も重要となるため、照射ノズル移動速度を 5mm/s とする方が適切である。なお、この条件で、動翼 1 枚全体を計測するのに必要な時間は約 1 時間となる。

7. まとめ

TC の熱抵抗を非破壊で評価できる装置を開発し、TBC 施工動翼に対する適切な試験条件を求めるために、動翼背側の曲率を模擬した円筒状 TBC 試料の TC の熱抵抗を推定した。その結果から、レーザ加熱による熱流束 0.276W/mm²、照射ノズル移動速度を 5mm/s とした条件で精度の高い推定ができると考えられる。また、 d_{TC} の非破壊計測の精度を高めることで、熱抵抗誤差を改善できると考えられる。今後は、この試験条件を用いて実際の動翼の TC の熱抵抗を評価する予定である。

参考文献

- (1) 藤井, 他 電力中央研究所報告 (W97017) (1998)
- (2) M. Morinaga and T. Takahashi, "Development of non-destructive inspection for the performance of thermal barrier coating, Annals of the New York Academy of sciences, Vol.934, pp.489-496 (2001)
- (3) 藤井, 他 電力中央研究所報告 (M08012) (2009)
- (4) 藤井, 他 電力中央研究所報告 (M09007) (2010)
- (5) 福地, 他 "テラヘルツ波の反射測定による遮熱コーティングのトップコート膜厚測定", 電気学会計測研究会試料 IM-11-46 (2011)
- (6) 福地, 他 "テラヘルツ波を用いたガスタービン用遮熱コーティングのトップコート膜厚測定", 電気学会論文誌 A, Vol.132, No.2, pp.166-172 (2012)