

論文 / 著書情報
Article / Book Information

論題	タービン動翼に生じる非弾性ひずみの固有ひずみ理論に基づく非破壊計測手法の提案
Title	Proposal of a non-destructive evaluation method of inelastic strain based on the eigen-strain theory for turbine blades
著者	小川雅, 猪原拓海, 羽田野 浩平, 中村春夫
Authors	Masaru Ogawa, Takumi Inohara, Kouhei HATANO, HARUO NAKAMURA
出典	日本機械学会関東支部 第24期総会・講演会 講演論文集, pp. 1-5
発行日 / Pub. date	2018, 3

タービン動翼に生じる非弾性ひずみの固有ひずみ理論に基づく 非破壊計測手法の提案

Proposal of a non-destructive evaluation method of inelastic strain

based on the eigen-strain theory for turbine blades

小川 雅^{*1}, 〇学 猪原 拓海^{*2}

羽田野 浩平^{*3}, 中村 春夫^{*2}

Masaru OGAWA^{*1}, Takumi INOHARA^{*2},
Kouhei HATANO^{*3}, and Haruo NAKAMURA^{*2}

^{*1} 工学院大学 Kougakuin University

^{*2} 東京工業大学 Tokyo Institute of Technology

^{*3} 三菱重工業株式会社 Mitsubishi Heavy Industries, Ltd

Currently there is no way to estimate in situ and nondestructively the three-dimensional inelastic strain distribution occurring in gas turbine blades. So, although turbine blades is manufactured with a safety margin with sufficient margin, there is a problem that the risk of unpredictable damage can not be sufficiently reduced. In this research, we proposed a method to obtain the three - dimensional distribution of inelastic strain inverse problem using the inherent strain theory from the contour shape obtained in 3D contour scan in the non - destructive inspection of turbine buckets and evaluated its effectiveness. There is a problem that markers and the like can not be affixed to the turbine blades and the displacement of the surface can not be measured. In this research we introduced the necessary “virtual nodes” to define the displacement required for inverse problem analysis. We also proposed an evaluation method for sequential positional accuracy improvement of virtual nodes. As a result of numerical experiments, we found that the inelastic strain distribution generated in turbine blades can be generally reproduced by the proposed method. Moreover, it was found that the estimation accuracy was improved by iterative calculation, and the effectiveness of the proposed method was shown. In addition, we propose an appropriate method to improve the accuracy of the proposed method.

Key Words : Eigen strain, Turbine, Turbine blade, Inverse anlysis, Virtual node, NNLS problem

1. 緒 言

近年エネルギー需要の増加と環境負荷低減の観点から発電設備の高効率化が進められている。その為火力発電等のガスタービンを用いた発電システムでは高温化，大容量化の傾向にある。更に発電量調整のために中小プラントでは現在では負荷調整用として頻繁な起動停止，負荷変動の繰返し運転が行われる傾向にあり，機器の寿命維持にとっては益々厳しい状況となっている⁽¹⁾。この様にタービン動翼はより厳しい環境下で稼働されるようになってきている。そのため，よりきめ細やかな点検，余寿命診断が必要とされている。

一方、タービン動翼は製造の際に鍛造や熱処理の仮定で複雑な非弾性ひずみ分布を持つ。そのような非弾性ひずみ分布はタービン動翼の余寿命に影響を与えるため、製造時の様々な過程で生じる熱ひずみや変態ひずみ等の非弾性ひずみを一括して管理し、それがどの過程でどの程度生じたのかを評価することが出来れば、より余寿命の長いタービン動翼の開発のための製造方法の提案を行うことができる。

そこで本研究では 3D レーザースキャナーにより得たタービン動翼の形状情報と設計メッシュから、固有ひずみ法を用いてタービン動翼に分布する非弾性ひずみの推定手法を提案し、その手法の確立のための基礎理論の有効性評価を行う。

1. 提案手法と基礎定式化

2・1 固有ひずみ法

固有ひずみ(eigen-strain)とは外力の伴わない物体中に応力・ひずみが存在する場合にその生成源として定義される非弾性ひずみである⁽³⁾。本研究では、固有ひずみを塑性ひずみ、熱ひずみ、変態ひずみなどの非弾性ひずみの原因として考える。固有ひずみ法とは変位差や弾性ひずみ、残留応力などの力学量から逆問題解析により固有ひずみ分布を推定する手法である。部材全体の固有ひずみ分布が推定できれば、FEMによる弾性解析により部材全体の残留応力、変形、非弾性ひずみ等を評価することが出来る。

2・2 3D レーザースキャナー

3D レーザースキャナーは測定対象物にレーザーを照射して取得した距離と角度の情報を基に対象を3次元の点群データとして記録するもので、簡便かつFEM等との親和性の高い手法とされている。タービン動翼に対しても全体の形状を計測することができる手法であるが、この手法では形状プロファイルしか取得できないため、タービン動翼の詳細な変形データは得ることは出来ないという問題点がある。

2・3 仮想節点

本研究ではタービン動翼の製造後のプロファイルの設計メッシュに対する差異しか計測できず、タービン動翼の先端等の特徴的な点(以後、特徴点)の変位情報しか得られないため、固有ひずみに基づく逆問題手法で推定を行う際に解の不安定性が生じてしまい、正しく推定ができない。そこで仮想節点と呼ばれるものを提案、導入し、入力情報を増加させる。仮想節点とは対象の特徴点の情報を基に製造後のプロファイルの表面に節点の代わりとして置くものである。これにより稼働前のタービン動翼の設計メッシュの節点と、その設計メッシュの節点と対応する仮想節点とを比較することで部材表面の設計メッシュでの節点の変位を疑似的に得ることができる。

2・4 繰り返し計算

本研究では仮想節点を用いて入力情報である変位差を得るため、その推定精度は仮想節点の精度に依存すると考えられる。そこで繰り返し計算を用いて仮想節点の精度の向上を目指す。k回目の計算をする際に、k-1回目の計算結果をFEM順解析し、その結果の節点間隔を用いて対象の仮想節点を設定しなおす。これにより、仮想節点がより正しい節点位置に近づいていくと考えられる。

更に、k回目の計算をする際はk-1回目の計算結果とk-1回目の計算結果を基に設定しなおした仮想節点との残差を埋めるような固有ひずみを算出し、それをk-1回目の計算結果に加えていき、推定精度の向上を目指す。

2・5 基礎定式化

n要素m節点からなる有限要素解析モデルに対し、q箇所の測定点による変位 $\{\mathbf{u}\} = \{u_x, u_y, u_z\}^T$ を入力情報と

して全要素における固有ひずみ $\{\boldsymbol{\varepsilon}^*\} = \{\varepsilon_x^*, \varepsilon_y^*, \varepsilon_z^*, \gamma_{xy}^*, \gamma_{yz}^*, \gamma_{zx}^*\}^T$ を逆解析することを考える。固有ひずみと入力情報には式(1)のような線形関係がある。

$$\{\mathbf{u}\} = [\mathbf{R}]\{\boldsymbol{\varepsilon}^*\} \quad (1)$$

$[\mathbf{R}]$ は弾性応答マトリクスと呼ばれる $3q \times 6n$ の行列である。弾性応答マトリクスは、固有ひずみベクトルのi番目の成分のみを1とし他をすべて0としたときの固有ひずみベクトルの分布(以下単位固有ひずみ) $\text{unit}\boldsymbol{\varepsilon}_i^*$ を負荷したときの部材の全節点での変位ベクトルを第i列とする $6m \times 6n$ の行列のうち、測定データとして用いるデータに対応する3q行を抜き出して得られる $3q \times 6n$ の行列である。

測定された変位を入力とした逆問題解析を行うことで固有ひずみの推定値 $\{\varepsilon^*\}$ は式(2)のように表すことができる。

$$\{\varepsilon^*\} = [R]^+ \{u\} \quad (2)$$

ここで $[R]^+$ は $[R]$ のムーア・ペンローズの一般逆行列を表す。

また、以降 k 回目の繰り返し計算では $k-1$ 回目の計算結果を基に算出された変位 $\{u_{\text{est } k-1}\}$ と設定しなおした仮想節点から算出された変位 $\{u_k\}$ との残差 $\{\Delta u_k\}$ (式(3))を埋めるような残差固有ひずみ $\{\Delta \varepsilon_k^*\}$ を推定(式(4))し、それを $k-1$ 回目の計算結果である $\{\varepsilon_{k-1}^*\}$ に加え(式(5))、新たな推定固有ひずみ $\{\varepsilon_k^*\}$ を算出する。

$$\{\Delta u_k\} = \{u_k\} - \{u_{\text{est } k-1}\} \quad (3)$$

$$\{\Delta \varepsilon_k^*\} = [R]^+ \{\Delta u_k\} \quad (4)$$

$$\{\varepsilon_k^*\} = \{\varepsilon_{k-1}^*\} + \{\Delta \varepsilon_k^*\} \quad (5)$$

3. 数値実験概要とその結果

3・1 数値実験概要

本手法の有効性を示すため、次のような数値実験を行った。まず、正解の非弾性ひずみ分布を作成し、それを基に正解の変位を作成した。それを計測データとし、そのデータを基に仮想節点を算出(仮想節点の比は設計メッシュを参照し決定する)し、その結果をから入力情報となる変位を取得する。式(2)に従って推定固有ひずみ分布を逆推定する。その結果を順解析し、推定の変位分布を得る。その変位分布から仮想節点の比を決め直し、仮想節点を再設定する。式(4)に従って再設定した仮想節点の変位と推定の変位分布との残差を算出し、それを埋めるような残差固有ひずみを逆推定し、それを前回推定した固有ひずみ分布に加え、新たな固有ひずみ分布を算出する。これを繰り返し、推定ごとの固有ひずみ分布から算出した非弾性ひずみ分布を正解と比較し手法の評価を行う。

3・2 実験モデルと解析条件

本研究では、タービン動翼に近い形状のモデルを作成した。総要素数は13475、総節点数は16456である。底面で全面拘束を行った。弾性係数、ポアソン比はNi 基合金を想定し、それぞれ190GPa, 0.3とした。弾性計算には有限要素解析ソフト Abaqus (ABAQUS Inc.)を用いた。

入力情報はタービン動翼の翼部の節点の内の2728点の x, y, z 方向の変位の計8184点とした。未知数は本来各要素に6成分持つが、それでは逆問題の不適切性⁽⁴⁾が生じる。そこで非弾性ひずみが偏差応力方向と高い相関を持つことと、隣接する複数の要素が持つ未知数は等しいとする仮定を利用し750点に集約した。逆解析の際にはTSVD法による平滑化を行っている。最適なランクはLカーブ法を用いて曲率を基に決定している。

また、作成した正解の非弾性ひずみ分布のコンター図を図1に示す。尚示されている値は非弾性ひずみを無次元化した相当非弾性ひずみである。

3・3 実験結果

提案手法を用いて算出した繰り返し回数1回の結果と3回の結果とをそれぞれ図2,3に示す。図1と同様に相当非弾性ひずみの値を示している。更に繰り返し計算回数と推定精度の変移をRMS等で評価したものを表1にまとめる。図1と図2とを比較すると、ひずみ分布をおおむね再現できていると分かる。また、表1の $k=1$ と $k=2$ とを比較すると、繰り返し計算によりRMS, ピーク値, 仮想節点精度がよくなっていることが分かる。すべての結果でピーク比が1より大きく、適切なランクが25前後であり、安定性低い問題であると考えられる。

3・4 推定解に制約を与えた解析

推定対象である非弾性ひずみは必ず正の値となる。従って、推定解が正であるという制約条件を加えた解析を行うことで推定精度が向上する可能性がある。そこで本研究ではNNLS問題⁽⁵⁾を適用して推定を行った。その結果を図4に示す。図2や図3よりも推定精度が低下していることが分かる。これは、入力情報となる仮想節点により作成された変位の精度や導入した近似によるものだと考えられる。

4. 結 言

本研究により得られる結論を以下にまとめる.

1. タービン動翼に生じる非弾性ひずみ分布を変形のプロファイルから推定する手法を提案し, その有効性を示した.
2. 提案手法に適用できると考えられる適切化手法を提案し, 導入の可能性を検討した.

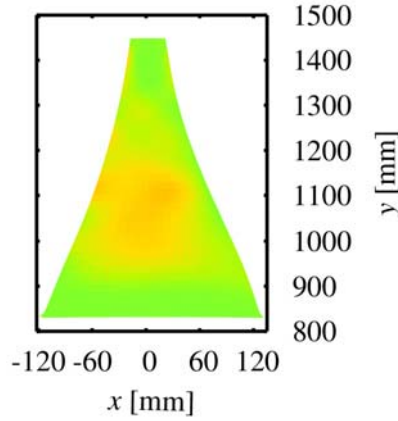


Fig.1 Creep distortion distribution
created as correct

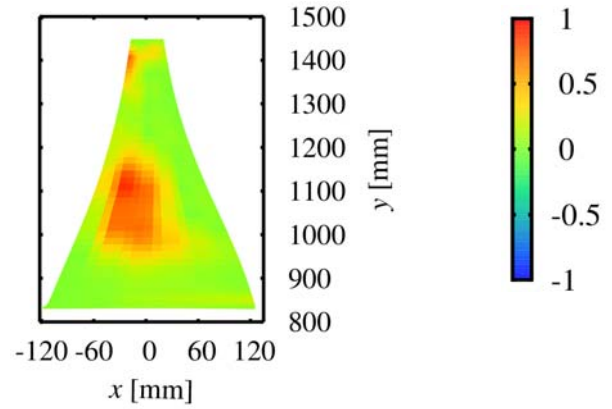


Fig.2 Creep strain distribution
estimated by the proposed
method(Repeat count(k)=1)

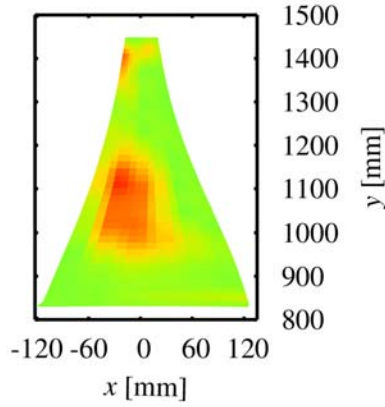


Fig.3 Creep strain distribution
estimated by the proposed
method(Repeat count(k)=3)

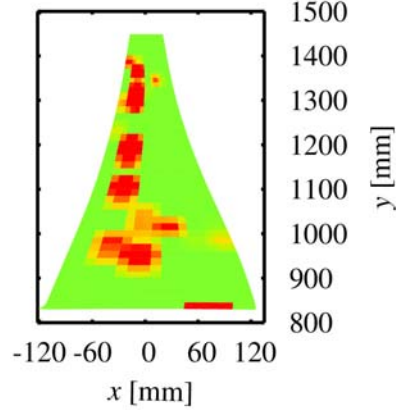


Fig.4 Result of estimation of creep strain
distribution using NNLS problem(Repeat
count(k)=1)

Table 4.2 : RMS and peak of results

Repeat count (rank)	RMS	Peak value	Peak ratio (estimated/exact)	virtual nodes' accuracy (RMS)[mm]
exact		8.69×10^{-3}		
$k = 1$ (23)	2.02×10^{-3}	1.59×10^{-2}	1.83	9.04×10^{-1}
$k = 2$ (26)	1.63×10^{-3}	1.44×10^{-2}	1.65	4.86×10^{-1}
$k = 3$ (21)	1.61×10^{-3}	1.59×10^{-2}	1.60	5.61×10^{-1}

文 献

- (1) 青木逸郎, 柏原克人, 竹下豊男 “蒸気タービン材料の寿命診断技術”, ターボ機械, vol.13, No.3(1985), pp.142-148
 - (2) 丹敏美, 竹下豊男, 熊田和彦, 桜井茂雄 “タービンの予防保全技術”, 日立評論, vol.72, No.8, pp.725-732
 - (3) T. Mura, “Micromechanics of Defects in Solids”, *Martinus Nijhoff Publishers*, (1987).
 - (4) 例えば, 久保司郎, “逆問題”, 培風館, (1992), pp. 8-11.
 - (5) Charles L. Lawson, Richard J. Hanson, ”Solving Least Squares Problems”, (1974), pp.158-173
-