

蒸気タービン第1段動翼の非破壊手法によるクリープ変形予測

動翼底部の浮上り変形挙動の解明を目指して

Creep Deformation Prediction for First Stage Rotor Blades of Steam Turbines through a Non-Destructive Test
Aiming to clarify the lifting deformation behavior of the bottom portion of rotor blades

(電力技術研究所 材料技術G 材料T)

(Materials Technology Team, Materials Engineering Group, Electric Power Research and Development Center)

火力発電所における蒸気タービン第1段動翼は、通常運転中3600rpmの回転により遠心力が作用するとともに、500℃程度の高温蒸気に長期間さらされるため、クリープ損傷の進行が懸念される。そこで、実機で使用した第1段動翼から、翼溝部の形状を模擬した大型試験片を作製してクリープ試験を行い、その結果を反映したFEM解析により、動翼のクリープ変形予測を試みた。これにより、設備の信頼性維持に役立つ翼底部の浮上り変形挙動などを明らかにした。

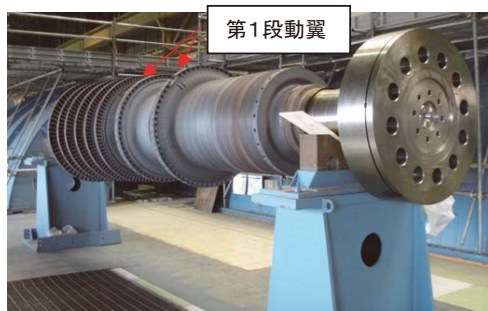
Since steam turbine first stage rotor blades in thermal power plants experience centrifugal force due to rotation at 3,600 rpm during normal operation, and have long-term exposure to high temperature steam at about 500°C, the progress of creep damage is a concern. Therefore, a creep test was conducted by preparing a large test piece simulating the shape of the blade groove portion from a first stage rotor blade used in actual machines, and attempts were made to predict the creep deformation of rotor blades through FEM analysis that reflects the results. This clarified the lifting deformation behavior of the bottom portion of the blade, which is helpful for maintaining the reliability of the equipment.

1 背景および目的

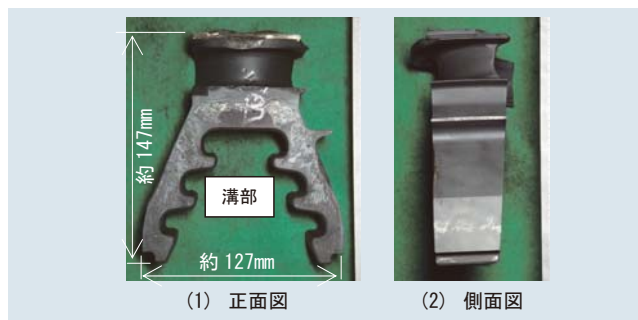
火力発電所における代表的な蒸気タービン高圧ロータの外観を第1図に示す。全長約6m、約18.5トンの重量があり、全部で7段からなる動翼が取り付けられた多段軸流の構造となっている。最も高温となる第1段動翼はダブルフロー（軸方向に対称配置）となっている。動翼は通常運転中3600rpmの回転により、動翼の嵌めあい構造（第4図参照）となる溝部（弱点部位）に大きな遠心力が作用するとともに、500℃程度の高温蒸気に長期間さらされるため、クリープ損傷の進行が懸念される。

一般的に、動翼の破損が生じると、発電所に与える影響が大きいことから、安全側の劣化更新（早期取替）により設備の信頼性を確保している。近年、設備の信頼性維持とコストダウンの両立を目指して、精度の高い余寿命評価が求められている。動翼の余寿命評価には、遠心力が大きく複雑形状である翼溝部の損傷変形挙動の解明が必要であるが、クリープ変形の解析的手法では境界条件が不明であったり、結果の精度検証ができなければ、精度の高いクリープ変形予測にならない。

そこで、精度の高いクリープ変形予測を行うことを目的に、実機の使用条件に近い試験方法を検討し、実機で使用した第1段動翼を用いるとともに、数値解析を併用して実機使用翼の溝部形状を模擬した大型試験片を作製し、クリープ試験により変形予測を行った。



第1図 蒸気タービン高圧ロータの外観



第2図 蒸気タービン第1段動翼の外観

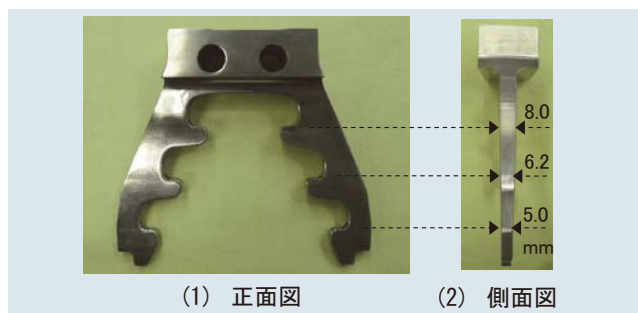
2 研究の概要

2.1 供試材

供試材に用いた蒸気タービン第1段動翼の外観を第2図に示す。供試材は、実機蒸気タービン（蒸気条件538℃）において7.7万時間使用した第1段動翼（11CrMoVNbN鋼）とし、また、実機タービンロータ（1CrMoV鋼）から切り出した第1段ホイールを、動翼溝部の嵌めあい構造部分として試験に用いた。

2.2 試験片

第2図に示す供試材の板厚を薄くし、翼溝部の形状を実体形状のまま大型クリープ試験ができるように翼上部を取り除いて平板試験片（第3図）を作製した。



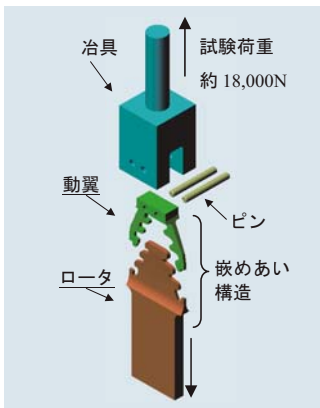
第3図 大型クリープ試験片の外観

試験片の板厚は、有限要素法 (FEM) 解析による翼溝部の応力分布が実機の遠心力による応力分布と単軸方向の集中荷重 (互いに引張る試験荷重) による応力分布が同等となるように、テーパ形状とした。

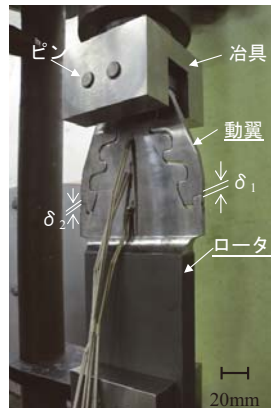
2.3 大型クリープ試験

大型クリープ試験の模式図を第4図に、試験状況を第5図に示す。翼溝部とロータ溝部を嵌めあわせテーパ形状の平板試験片を互いに引張る大型クリープ試験を行った。試験条件は、大気中650°Cとし、実機通常運転中の遠心力と同等となるような引張り集中荷重を試験荷重 (約18,000N) として与えた。

また、非破壊的にクリープ損傷を検出する方法として、動翼の形状や寸法の変化を利用する方法があり、通常運転中のクリープ損傷によりロータホイールからの動翼の浮上り変形が生じ、この浮上り量はクリープ損傷の進行度合いを示す。そこで、第5図に示す翼底部の浮上り量 δ を、クリープ試験中に途中止めを行い、すき間ゲージを用いて計測した。途中止め時は荷重保持したまま、動翼の左右2箇所の浮上り量を室温で計測した。



第4図 大型クリープ試験の模式図



第5図 大型クリープ試験状況(650°C、大気中)

試験温度650°Cの大型クリープ試験における翼底部の浮上り量変化を第6図に示す。図中には、定常クリープ域において合致させた、後述するFEM解析結果を破線で示している。計測した浮上り量には加速域が見られ、一般的な単軸クリープ曲線と同様な曲線を示した。

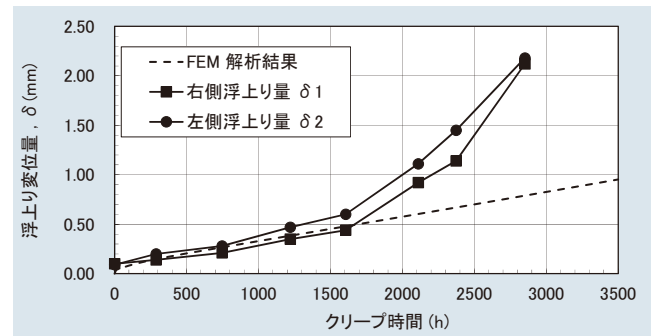
大型クリープ試験において、約3,300時間経過後に破断した試験片の状況を第7図に示す。動翼の嵌めあい部が広がるなどの変形が生じ、翼溝部の荷重を負担するフックがせん断破断していた。

2.4 クリープ解析

FEM解析は動翼1/2枚分の領域において、板厚、左右方向の対称性から1/4モデルとし、実機使用翼 (供試材) から形状を推定してモデル化した。材料特性値は実機的设计温度 (506°C) における値を推定し解析に用いた。また、第6図に示す大型クリープ試験結果による翼底部の浮上り量がFEM解析と定常クリープ域において合致

するように、クリープひずみ特性を推定した。実機では、クリープひずみが急速に生じ始める加速クリープ域以前に取替検討基準を設けていることから、定常クリープ域を解析対象とした。

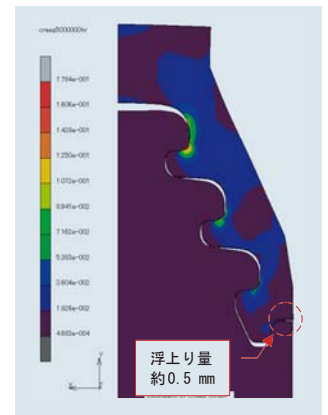
大型クリープ試験による破断寿命 ($\phi_c=1.0$) に対して、時間消費則によりクリープ寿命比 $\phi_c=0.6$ (破断寿命の60%) におけるクリープひずみ分布を計算した結果を第8図に示す。クリープひずみは、翼溝部の上部フックコーナ部が最も高く、フック表層側から内部になると低くなった。翼全体にわたってクリープ損傷は進行せず、翼溝部のフック表層側からクリープ損傷が進行するため、動翼嵌めあい部の間隙が広がり、変形して破断することが解析結果から推定された。また、クリープ寿命比 $\phi_c=0.6$ における浮上り量は約0.5mmで、実機において非破壊的に検出可能と推定された。



第6図 大型クリープ試験時の浮上り変位量



第7図 大型クリープ試験片の破断状況



第8図 クリープひずみ分布 ($\phi_c=0.6$)

3 研究の成果

実機で使用した動翼とロータを用いて大型クリープ試験を実施し、試験中の翼底部の浮上り計測値から、動翼のクリープ変形を非破壊で予測する技術を確立できた。

4 今後の展開

今回明らかにした蒸気タービン第1段動翼のクリープ変形の予測技術は、動翼の劣化損傷管理に活用していく。



執筆者 / 高山広司