

Research of reducing thermal stress generated in MGC turbine nozzles

Syuu Fujimoto

Ishikawajima-Harima Heavy Industries

229, Tonogaya, Mizuho-Machi, Nishitama-Gun, Tokyo, Japan

syuu_fujimoto@ihi.co.jp

Keywords: Gas turbine, MGC, thermal stress

Abstract

An unique ceramic material produced through unidirectional solidification with eutectic composition of two-phase oxides was introduced recently¹⁾. This composite material has the microstructure of coupled networks of two single crystals interpenetrate each other without grain boundaries. Depending on this microstructure this material, called Melt Growth Composite (MGC), can sustain its room temperature strength up to 1700°C (near its melting point) and offer strong oxidization-resistant ability, making its characteristics quite ideal for the gas turbine application. The research project on MGC started in 2001 with the objective of establishing component technologies for MGC application to the high temperature components of the gas turbine engine. MGC turbine nozzles are expected to improve efficiency of gas turbine. However, reduction of the thermal stress is required since high thermal stress is easily generated in MGC turbine nozzles due to temperature distribution. Firstly, the hollow nozzle shape was optimized to reduce thermal stress using numerical analysis. From the results of the first hot gas flow tests, the thermal stress due to span-wise temperature distribution was required to be reduced, and separated nozzle to three pieces was designed. This was tested in hot gas flow at 1400°C level, and temperature distributions on the nozzle surface were obtained and stress field was evaluated.

Introduction

多種燃料対応、小型高出力、クリーンな排出ガスなどの利点から、対環境性に適応したエネルギー機器として普及しつつあるガスタービンは、高効率化が大いに期待されている。しかしながら、現状の空冷方式の金属タービンでは、大幅な効率向上は期待できず、効率向上のブレークスルーには、革新的な高温耐熱材料が必要となる。

近年、MGC (Melt-Growth Composites : 液融成長複合材料) と呼ばれる、1700°Cまで高強度を維持でき、かつ耐酸化性に優れる革新的な特性をもつ材料が開発されている¹⁾。このMGCをタービン静翼に適用した場合、タービン冷却空気全体の2/3を必要とする静翼を無冷却化することが可能となり、効率向上のブレークスルーが期待できる。しかし、MGCは、アルミナを主成分と

しているため、窒化ケイ素等と比較して、低熱伝導率、高線膨張係数、高ヤング率という材料物性的特徴をもっており、温度分布に起因する高い熱応力が発生しやすい傾向を示す。したがって、タービン静翼にMGCを適用するためには、これらの材料特性がもたらす高い熱応力をいかにして低減するかが技術課題となる。

石川島播磨重工業株式会社は、ガスタービン実用性能向上技術研究組合 (HPGT) の一員として、2001年度より開始した新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) との共同研究であるMGC超効率ガスタービンシステム研究開発に参加している。2001年度、統計的手法であるタグチメソッドを適用することにより、中空形状の翼に発生する熱応力を低減する形状パラメータを決定した²⁾。2002年度、その形状パラメータを有するMGCタービン静翼を試作し、高温試験にて、1400°Cレベルの高温条件下におけるタービン翼の翼表面温度分布データを取得した。本稿では、2002年度実施したMGCタービン静翼の高温試験について紹介する。

High temperature tests and numerical analyses

Manufacture of hot gas test rig

中空翼形状を有するMGCタービン翼について、1400°Cレベル高温条件下での翼表面温度分布を計測するための高温試験装置を製作した。なお、この試験では、MGC中空タービン翼単体に発生する熱応力を評価することが主目的であるため、その装置としては、翼部に極力拘束がかからないよう、内外径に設けた金属製バンドに翼を差し込み、しかも、翼端面をセラミックフェルト緩衝材にて軽く固定する構造を採用している。Fig.1に製作した高温試験装置の断面図を、Fig.2にその写真を示す。

Burner test of a MGC turbine nozzle

高温試験に先立ち、試作したMGCタービン静翼のバーナ加熱試験を実施し、MGCタービン翼が健全であることを確認した。試験は、Fig.3に示すバーナ火炎温度スケジュールに従って翼を加熱して行われ、その時の翼表面温度分布を赤外線カメラにて計測した。得られた翼表面温度分布と熱伝導解析結果が良く一致することを確認した上で、その時発生する熱応力を解析にて求めた結果、最大無次元応力 (最大発生

応力を破断応力で無次元化した値とする)は0.68となり、破断応力以下であることが分かった。Fig.4 にガスバーナによる加熱状況の写真を、Fig.5 に発生熱応力最大時の翼面温度分布計測結果を、Fig.6 にその条件における熱伝導解析の結果を、Fig.7 に熱応力解析の結果を示す。

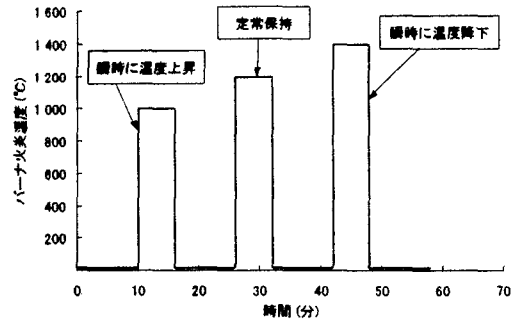


Fig.3 Schedule of burner flame temperature

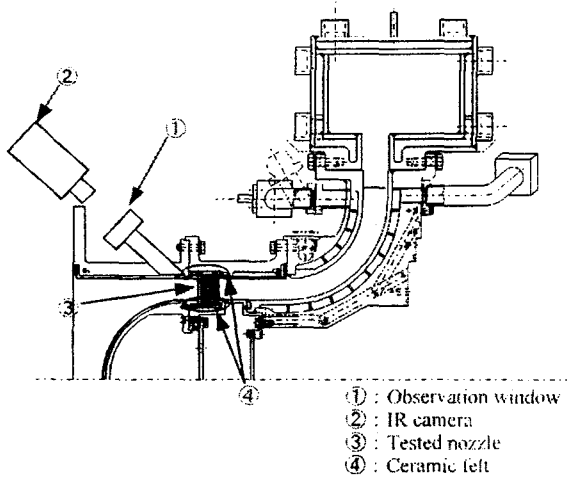


Fig.1 Cross-section drawing of the high temperature rig



ガスバーナによる加熱状況

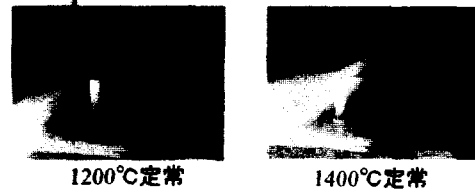


Fig.4 Photograph of the nozzle heated by gas burner



Fig.2 Photograph of the high temperature rig

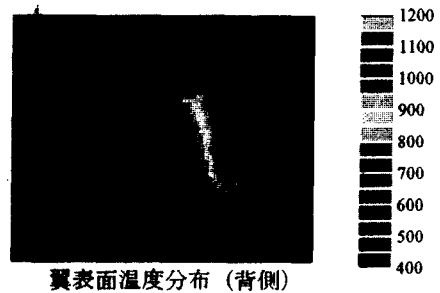


Fig.5 Temperature distribution on the nozzle surface heated by gas burner (unit: °C)

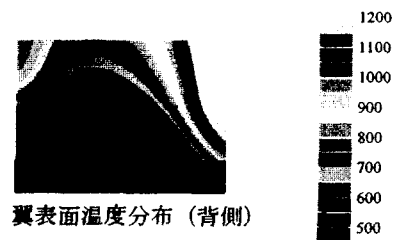
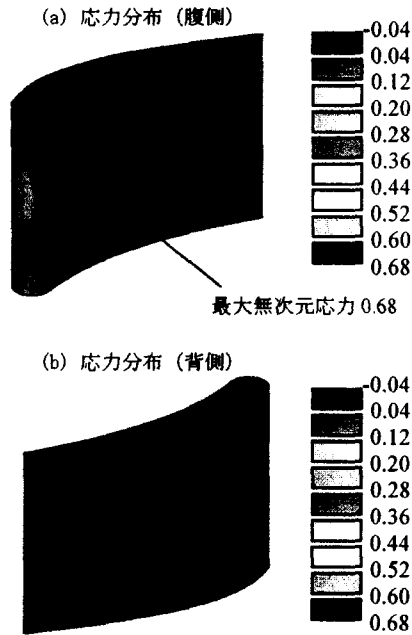


Fig.6 Result of unsteady heat transfer analysis for the nozzle heated by gas burner (unit: °C)



注) 発生応力は許容応力で無次元化して表示

Fig.7 Result of thermal stress analysis for the nozzle heated by gas burner

The first hot gas flow test

MGC 材タービン静翼を供試する 1400℃レベル高温試験に先立ち、試験環境下での各部の温度分布を予め計測・確認した。なお、計測対象翼としては熱電対を取り付けたダミー静翼を用いた。また、試験装置の入口に設置した全温管にてタービン入口主流ガス温度分布を計測し、熱電対の他、サイトチューブ（観測窓）に取り付けられた赤外線カメラにより翼表面の温度分布を計測した。この計測により、タービン主流ガス温度分布が 2001 年度想定したものより翼スパン方向に大きくなることがわかった。これは、翼を保持し流路を形成する金属バンドを外部からの空気により冷却する必要があり、その影響で翼端の温度が大きく低下するためであると考えられる。なお、この温度分布は、実際のガスタービンに比べて、厳しい条件と考えられる。

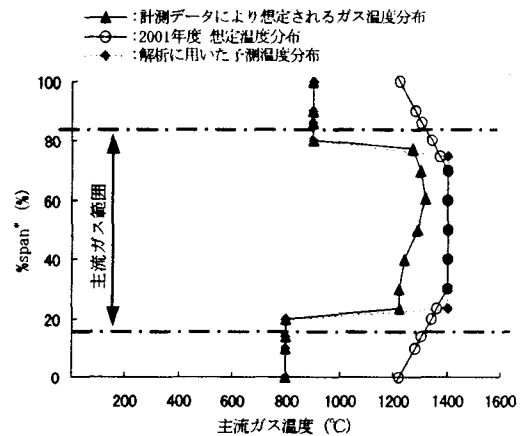
この入口主流ガス温度分布結果に基づき、供試する予定の基本型中空翼について熱伝導解析・熱応力解析を実施したところ、最大無次元応力は 1.52 となり、破断応力より高い熱応力が発生する可能性があることが明らかになった。なお、この解析において、翼外面の熱伝達率については数値流体解析により算出した分布を、また翼の中空部については自然対流熱伝達の経験式を使用した。さらに、翼の固定方法としては自由支持とし、空力荷重については相対的に十分小さいため無視した。Fig.8 にタービン入口

主流ガス温度分布を、Fig.9 に熱応力解析結果をそれぞれ示す。

Improvement of MGC turbine nozzle shape

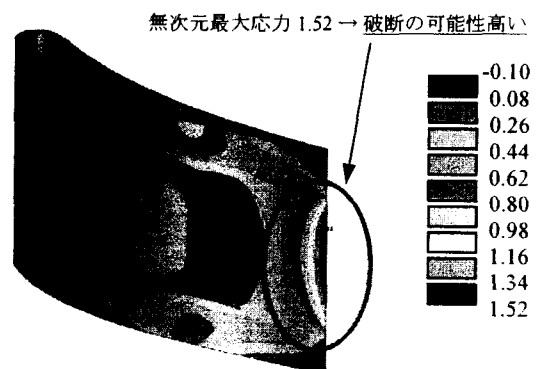
上述の主流ガス温度分布に対応可能な翼形状を得るための改良設計を行った。設計に用いたタービン入口主流ガス温度分布としては、Fig.9 に示す解析に用いた予測温度分布を使用した。

タービン入口半径方向に温度分布がある場合でも熱応力を低減させる改良策として、翼をスパン方向に 3 分割する分割中空型構造を考案した。分割位置を最適化するための熱応力解析を行った結果、発生する最大無次元応力が破断応力の 0.43 にまで低減できることが明らかとなった。Fig.10 に選定した分割中空翼型の形状を示す。



注) *: 翼全体の高さに対する翼高さ方向の位置の割合

Fig.8 Distribution of turbine inlet gas temperature



注) 発生応力は破断応力で無次元化して表示

Fig.9 Result of thermal stress analysis by using temperature distribution in Fig.8

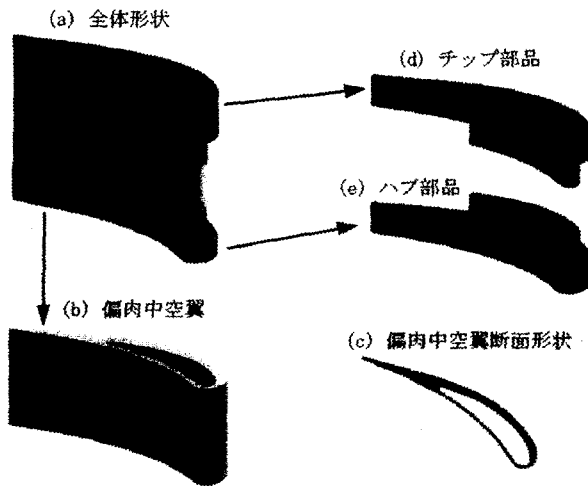


Fig.10 Separated hollow nozzle

The second hot gas flow test

上記改良設計で得られた MGC 分割中空型翼を試作し、1400°C レベル高温試験に適用した。

Fig.11 に供試した分割中空型翼の写真を示す。

試験では第 1 次試験と同様、入口ガス温度を徐々に上昇、下降させ、各点における入口ガス温度分布および翼面温度分布を計測した。タービン入口ガス温度分布は、瞬時約 1500°C に達していることを確認した。

また、赤外線カメラを使用した翼表面温度分布計測データから、翼に発生する熱応力を解析にて求めた結果、最大無次元応力は 0.77 となり、破断応力以下であることが確認できた。Fig.12 に発生熱応力最大時の翼面温度分布計測結果を、Fig.13 にその条件における定常熱伝導の結果を、Fig.14 に熱応力解析の結果を示す。

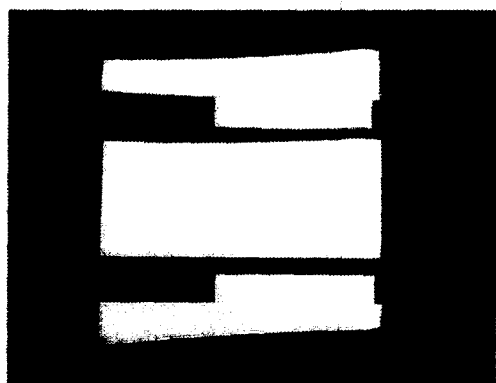


Fig.11 Separated hollow nozzle for test (pressure side)

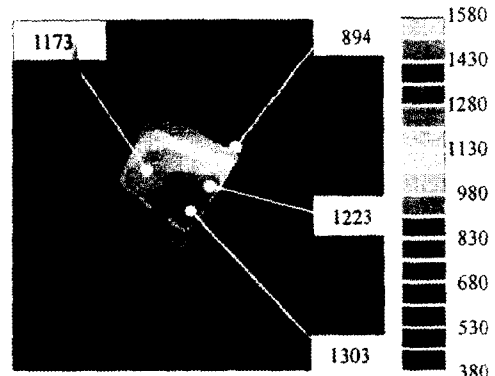


Fig.12 Temperature distribution on the nozzle surface tested in hot gas flow at 1400°C (unit: °C)

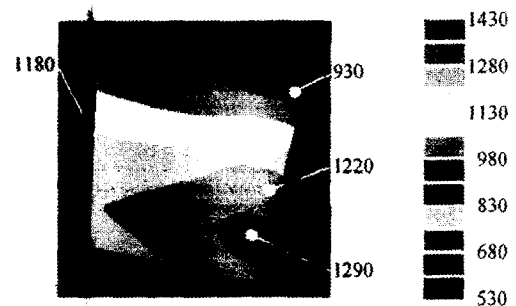
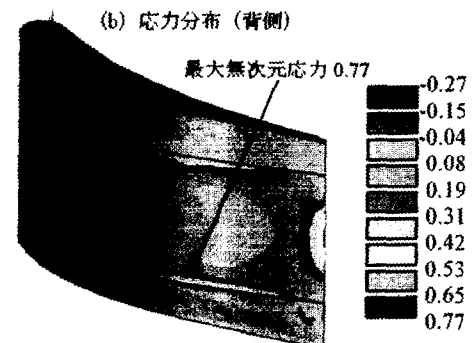
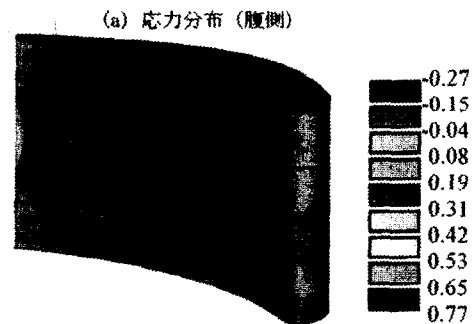


Fig.13 Result of steady heat transfer analysis in hot gas flow at 1400°C (unit: °C)



注) 発生応力は破断応力で無次元化して表示

Fig.14 Result of thermal stress analysis in hot gas flow at 1400°C

Unsteady thermal stress analysis at 1700°C level

分割中空型翼により、1400°Cレベルの高温試験を実施することができた。次に、検証された熱応力解析を適用し、さらに高温の1700°Cで強度的に成立する翼形状の検討を行った。

まず、上述の分割中空型翼に対し、最も熱応力が大きくなると考えられる緊急停止 (TRIP) の場合を想定し、入口ガス温度を1700°Cから700°Cまで1秒間で低下させた条件にて、非定常熱伝導解析・熱応力解析を実施した。その結果、発生する最大無次元応力は、翼中空部後方のフィレット部位置で破断応力を約2%上回り、翼破断の可能性があると分かった。Fig.15に分割中空型の熱応力解析結果を示す。

入口ガス温度1700°Cにおいても強度的に成立する翼形状として、2001年度のタグチメソッドを活用して得られた熱応力低減法の知見から、中実の薄肉翼を円弧状に湾曲させた形状を考案した。この中実薄肉円弧翼について、上記と同様の非定常熱応力解析を行った結果、Fig.16に示すとおり、発生する最大無次元応力は翼前縁部にて0.88となり、破断応力に比べ約12%低いことが分かった。

以上より、タービン入口温度1700°Cにおいて強度的に成立する翼形状として中実薄肉円弧翼が得られた。

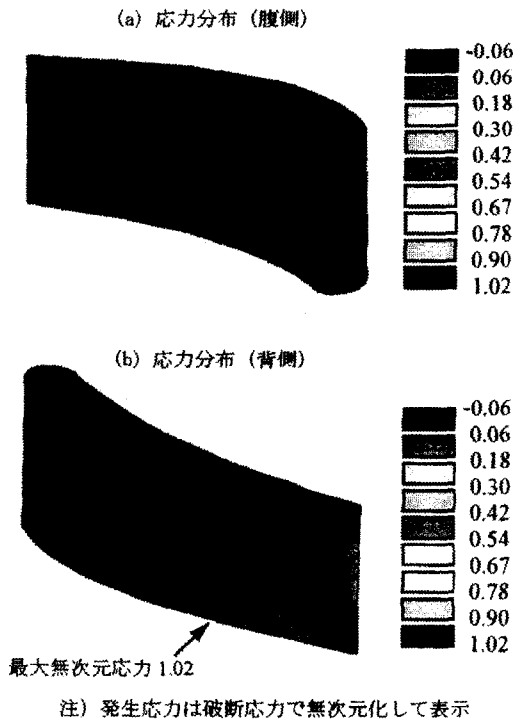


Fig.15 Result of unsteady thermal stress analysis for separated hollow nozzle

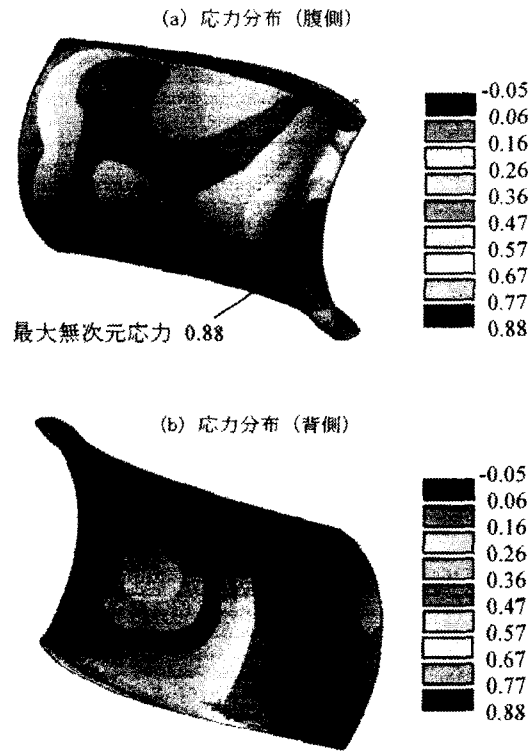


Fig.16 Result of unsteady thermal stress analysis for the thin arc-shaped nozzle

Conclusions

革新的な耐熱材料として期待されるMGCを適用したタービン静翼で、1400°Cレベル高温試験を実施した。基本型中空翼形状の高温試験にて主流ガスが翼スパン方向に大きな温度分布を持つことが判明したため、発生する熱応力を下げるべく翼を高さ方向に3分割する改良設計を行った。この適正化改良翼を試作・試験した結果、1400°Cレベルの高温条件下でMGCタービン静翼が健全であることを実証できた。さらに、翼高さ方向に湾曲させた翼形状が、さらに高温の1700°Cで強度的に成立できることを解析により確認した。

Acknowledgements

本研究開発は、経済産業省のエネルギー使用合理化技術開発補助事業による「MGC 超高効率ガスタービンシステム技術研究開発」について、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) との共同研究により実施したものです。本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいた経済産業省、NEDO および多くの関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

References

- 1) 小林健児、藤原賢治、中川成人、横井信哉：
MGC 超高効率ガスタービンシステム研究開発，第 8 回動力・エネルギーシンポジウム講演論文集，2002，pp.343-346.
- 2) 田村崇，山脇栄道：MGC 部材を適用したタービン静翼の熱応力低減に関する研究，第 30 回ガスタービン定期講演会講演論文集，2002，pp.263-268.