

MGC タービン静翼の熱応力低減に関する研究

Research of Reducing Thermal Stress Generated in MGC Turbine Nozzles

藤 本 秀 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部
田 村 崇 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部
山 脇 栄 道 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 課長

近年、MGC と呼ばれる高温耐熱材料が開発された。この材料をガスタービン静翼に適用することで効率向上が期待できる。しかし、温度分布に起因する高い熱応力が発生しやすく、その低減が技術課題である。まず解析によって、熱応力を低減できる中空翼形状を定めた。第 1 次高温試験の結果を反映したところ、翼高さ方向の温度分布に起因する熱応力を下げる必要があり、翼高さ方向に 3 分割した改良設計を行った。この改良翼を 1 400 レベルの高温試験に適用し、数値解析検証用の翼表面温度分布データを取得した。

Recently developed MGC is a high-temperature heat-resistant material. 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 1 400 level, and temperature distributions on the nozzle surface were obtained.

1. 緒 言

対環境性に適応したエネルギー機器として普及し続けているガスタービンは、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、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 1 700 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、広く一般的に利用されている窒化けい素などと比較して、低熱伝導率、高線膨張係数、高ヤング率という材料の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、これらの材料物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。

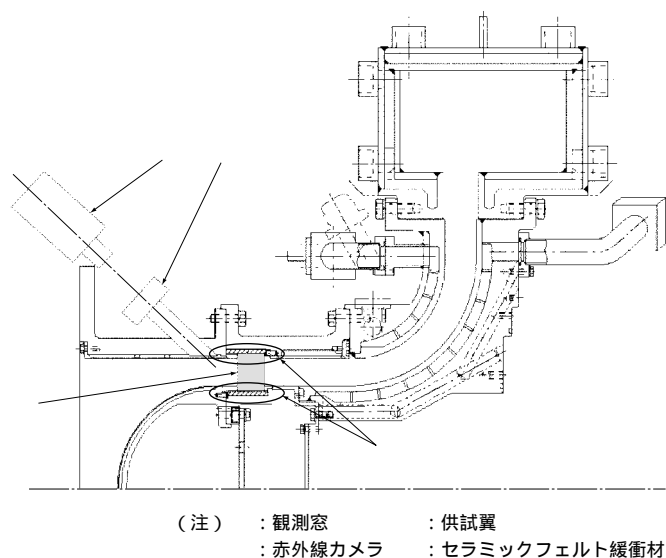
当社は、ガスタービン実用性能向上技術研究組合 (HPGT)

の一員として、2001 年度から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 超高効率ガスタービンシステム技術研究開発に参加している。2001 年度は、統計的手法であるタグチメソッドを適用し、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 年度は、その形状パラメータをもつ MGC タービン静翼を試作し、高温試験を実施し、1 400 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 年度に実施した MGC タービン静翼の高温試験について紹介する。

2. 高 温 試 験

2.1 高温試験装置の製作

基本型中空翼形状をもつ MGC タービン静翼について、1 400 レベルの高温条件下で、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。本試験は、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。そのため装置は、翼部に極力拘束が掛からないよう、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で軽く固定する構造を採用している。第 1 図に製作した高温試験装置の断面図を示す。



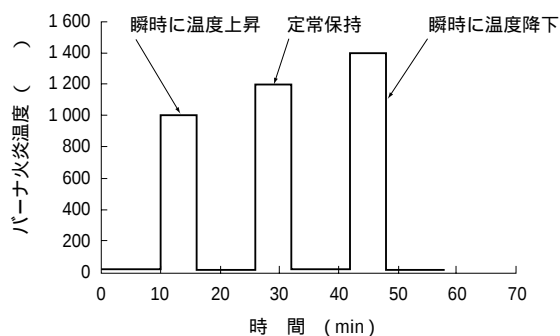
第 1 図 高温試験装置断面図
Fig. 1 Cross section of high-temperature test rig

2.2 MGC タービン静翼バーナ加熱試験

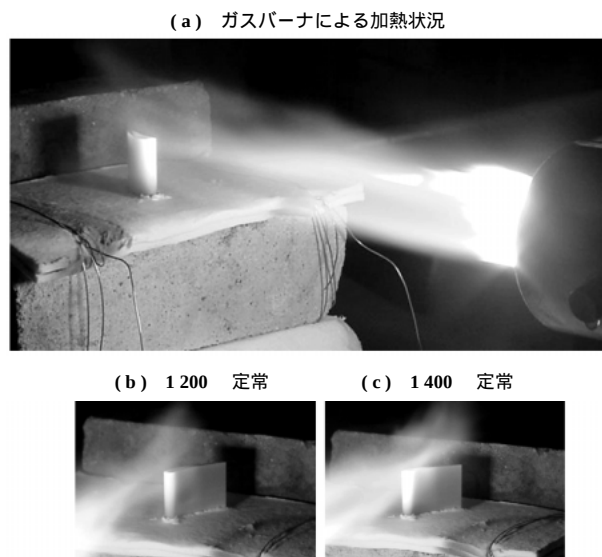
高温試験に先立ち、試作した MGC タービン静翼のバーナ加熱試験を実施し、MGC タービン静翼が健全であることを確認した。試験は、第 2 図に示すバーナ火炎温度スケジュールに従って翼を加熱して行われ、翼表面温度分布を赤外線カメラで計測した。得られた翼表面温度分布と熱伝導解析結果が良く一致することを確認したうえで、発生する熱応力を数値解析によって求めた。その結果、最大無次元応力（最大発生応力を許容応力で無次元化した値とする）は 0.68 となり、許容応力以下であることが分かった。第 3 図にガスバーナによる加熱状況を示す。

2.3 第 1 次高温試験

MGC タービン静翼を供試する 1 400 レベルの高温試験に先立ち、試験環境下での各部の温度分布を予め計測・確認した。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プローブでタービン入口の主流ガス温度分布を計測し、熱電対



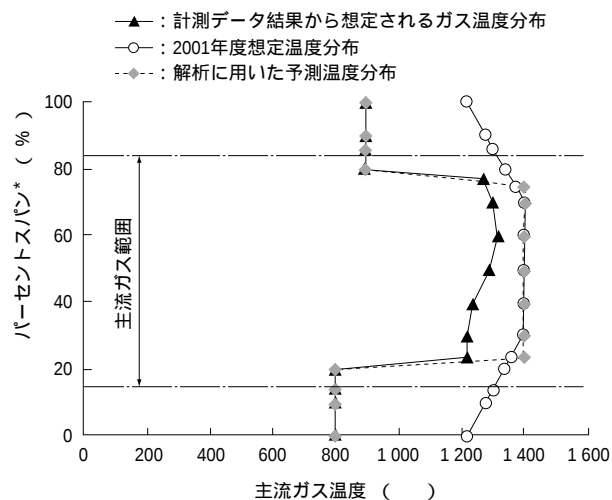
第 2 図 バーナ火炎温度スケジュール
Fig. 2 Schedule of burner temperature



第 3 図 ガスバーナによる加熱状況
Fig. 3 Nozzle heated by gas burner

のほか、サイトチューブ（観測窓）に取り付けられた赤外線カメラで翼表面の温度分布を計測した。この計測結果から、タービン入口の主流ガス温度分布は 2001 年度に想定したものより翼高さ方向に大きな差があることが分かった。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って冷却する必要がある、その影響で翼端の温度が大きく低下するためである。なお、この温度分布は、実際のガスタービンに比べて、厳しい条件である。第 4 図にタービン入口の主流ガス温度分布を示す。

このタービン入口の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。この結果、最大無次元応力は 1.52 となり、



(注) *: 翼全体の高さに対する翼高さ方向の位置の割合

第 4 図 タービン入口の主流ガス温度分布
Fig. 4 Gas temperature distribution at turbine inlet

許容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って算出した分布を、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。第 5 図に熱応力解析結果を示す。

2.4 MGC タービン静翼改良設計

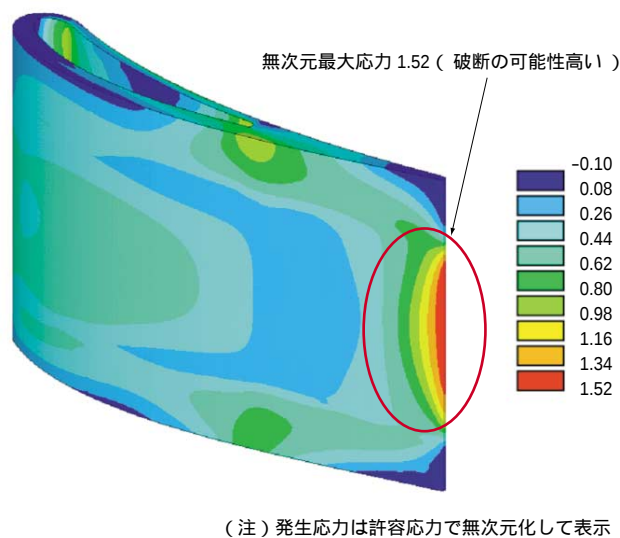
2.3 節で述べたタービン入口の主流ガス温度分布に対応可能な翼形状を得るため、改良設計を行った。設計に用いたタービン入口の主流ガス温度分布としては、第 4 図に示す解析に用いた予測温度分布を使用した。

タービン入口の主流ガス温度分布が翼高さ方向に大きな差をもつ場合でも熱応力を低減させる改良策として、翼を高さ方向に 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実施した結果、発生する最大無次元応力は許容応力の 0.43 倍にまで低減できることが明らかになった。第 6 図に選定した分割中空型翼の形状を示す。

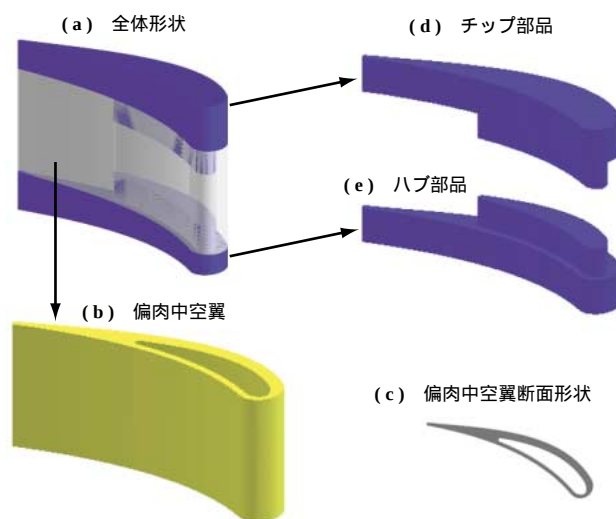
2.5 第 2 次高温試験

改良設計で得られた MGC 分割中空型翼を試作し、1 400 レベル高温試験に適用した。第 7 図に分割中空型の供試翼を示す。試験では第 1 次試験と同様、タービン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表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 1 500 に達していることを確認した。

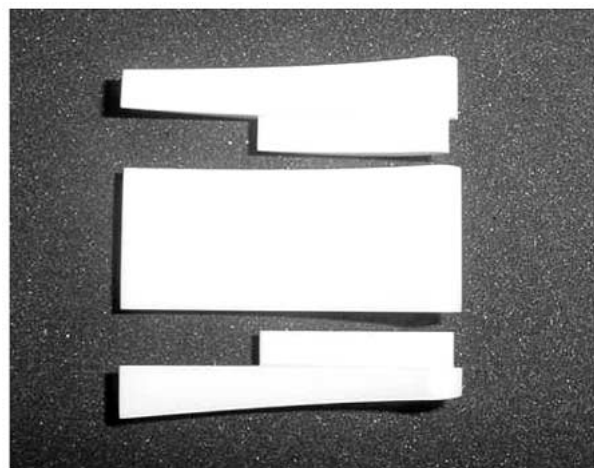
また、赤外線カメラを使用した翼表面温度分布の計測デ



第 5 図 第 4 図に示す温度分布を用いた場合の熱応力解析結果
Fig. 5 Results of thermal stress analysis using temperature distribution in Fig. 4



第 6 図 分割中空型翼
Fig. 6 Separated hollow nozzle



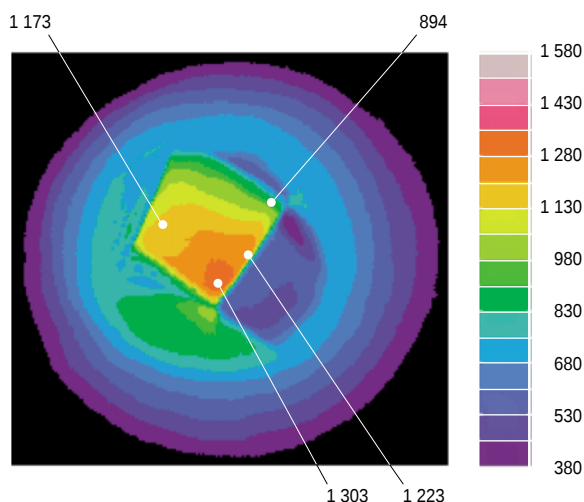
第 7 図 分割中空型の供試翼 (腹側)
Fig. 7 Separated hollow nozzle for test (pressure side)

ータから、翼に発生する熱応力を解析によって求めた結果、最大無次元応力は 0.77 となり、許容応力以下であることが確認できた。第 8 図に発生熱応力最大時の翼表面温度分布の計測結果を、第 9 図にその条件における定常熱伝導解析の結果を、第 10 図に熱応力解析の結果を示す。

2.6 1 700 レベル非定常熱応力解析

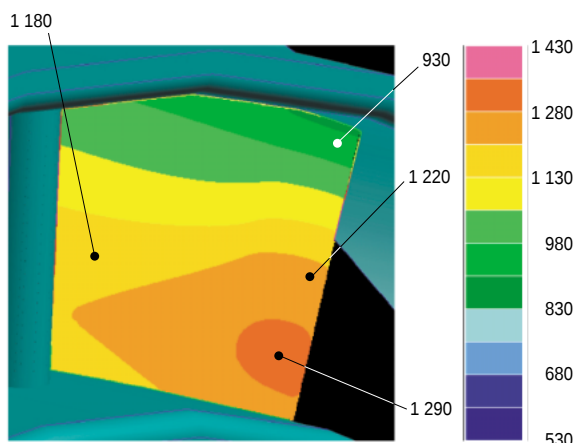
分割中空型翼を基に、1 400 レベルの高温試験を実施することができた。次に、検証された熱応力解析を適用し、さらに高温の 1 700 で強度的に成立する翼形状を検討した。

まず、2.4 節で述べた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 1 700 から 700 まで 1 秒間で低下させた条件で、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



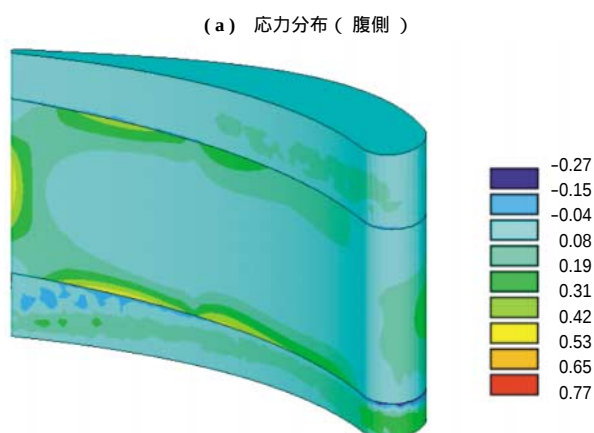
第 8 図 1 400 レベルにおける翼表面温度分布計測結果
(単位: °C)

Fig. 8 Temperature distribution on the nozzle surface tested in hot gas flow at 1 400 level (unit: °C)

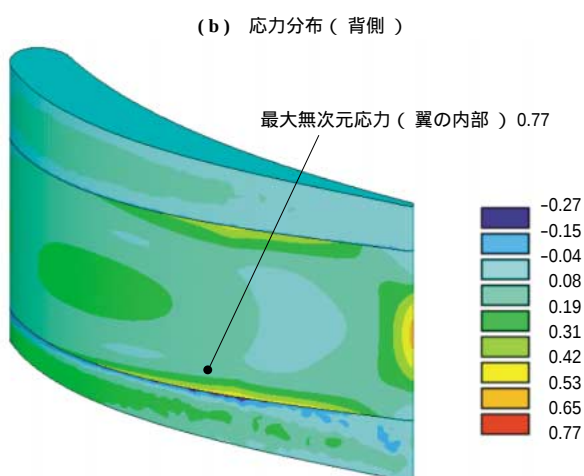


第 9 図 1 400 レベルにおける定常熱伝導解析結果
(単位: °C)

Fig. 9 Results of steady heat transfer analysis in hot gas flow at 1 400 level (unit: °C)



(a) 応力分布 (腹側)



(b) 応力分布 (背側)

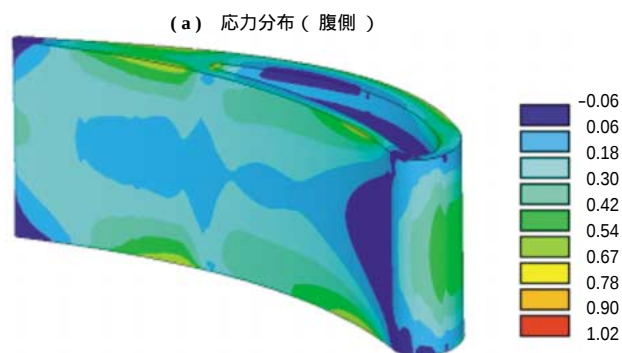
(注) 発生応力は許容応力で無次元化して表示

第 10 図 1 400 レベルにおける熱応力解析結果

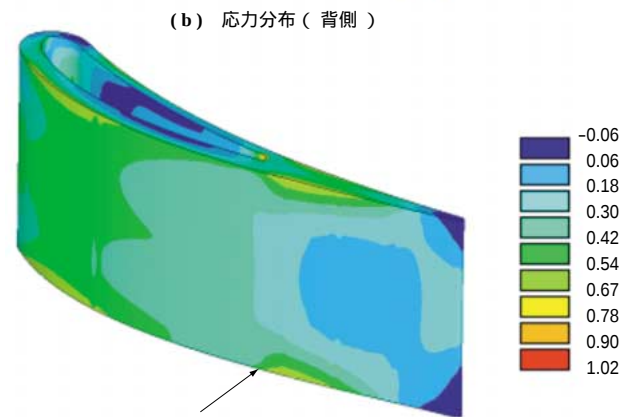
Fig. 10 Results of thermal stress analysis in hot gas flow at 1 400 level

イレット部位置で許容応力を約 2% 上回り, 翼破断の可能性があることが分かった. 第 11 図に分割中空型翼の非定常熱応力解析結果を示す.

入口ガス温度 1 700 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



(a) 応力分布 (腹側)



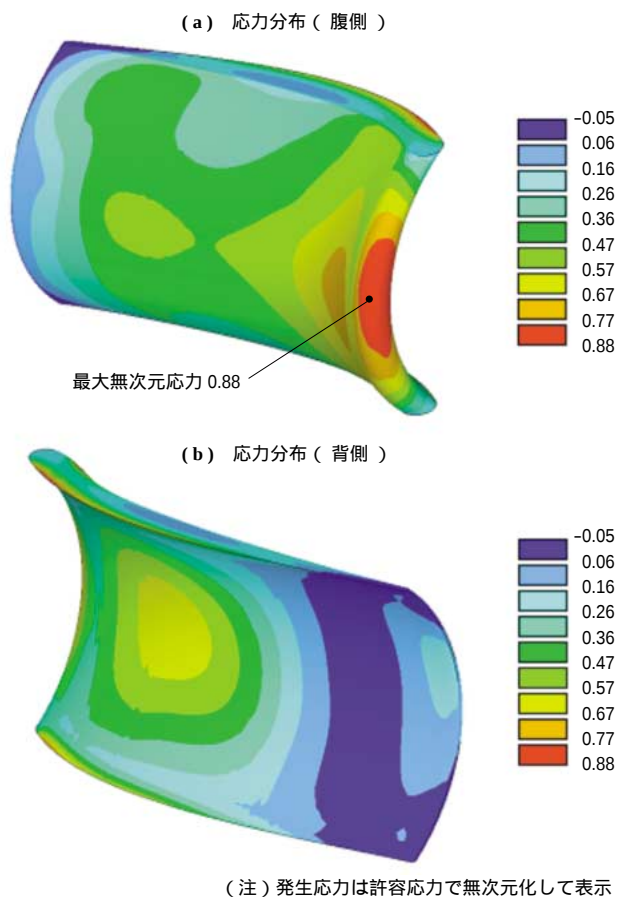
(b) 応力分布 (背側)

最大無次元応力 (翼のフィレット部) 1.02

(注) 発生応力は許容応力で無次元化して表示

第 11 図 分割中空型翼の非定常熱応力解析結果

Fig. 11 Results of unsteady thermal stress analysis for separated hollow nozzle



第 12 図 中実薄肉円弧翼の非定常熱応力解析結果
Fig. 12 Results of unsteady thermal stress analysis for the thin arc-shaped nozzle

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実施した結果、第 12 図に示すとおり、発生する最大無次元応力は翼前縁部で 0.88 となり、許容応力に比べ約 12% 低いことが分かった。

以上から、タービン入口温度 1 700 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。

3. 結 言

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、1 400 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で、主流ガスは翼高さ方向に大きな温度分布をもつことが判明した。この結果、発生する熱応力を下げるため翼を高さ方向に 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、1 400 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。また、翼高さ方向に湾曲させた翼形状は、さらに高温の 1 700 で強度的に成立できることを解析によって確認した。

— 謝 辞 —

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) との共同研究で実施したものである。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 および関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (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 年 6 月 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 年 10 月 pp. 263 - 268