

審査の結果の要旨

氏名 北澤留弥

航空機用ガスタービンエンジンの高温部分に用いられている超合金タービン翼の表面にはセラミックス熱遮蔽コーティング(以後、「TBC」と記述する。TBC は Thermal Barrier Coating の略称。)と呼ばれる材料が用いられている(以後、超合金にコーティングされたものを「TBC システム」と記述する。)。TBC システムは実使用環境下では苛酷な熱と力の負荷が同時に働く条件下で用いられている。従って、このような負荷状況下での損傷挙動を知り、その結果を安全にタービン翼を利用する技術に役立てることが重要になっている。

本論文は、TBC システムに熱と力が同時に加わる実使用環境に近い条件下で生じる負荷様式と損傷挙動の関係を詳しく検討したものであり、「航空機ガスタービンエンジン用セラミックス熱遮蔽コーティングの熱機械疲労試験による損傷挙動」と題し、全5章からなる。

第1章は序論であり、TBC システムの必要性和構造を概説し、TBC の損傷及び従来の損傷評価試験の歴史と現状を三つの世代に分類し整理した。すなわち、温度のみを加える第一世代、温度の時間的変化を加える第二世代、温度と力の時間的変化を加える第三世代である。エンジン内での負荷条件を模擬する方法として第三世代の評価の優位性を示すと同時に、従来の研究では熱機械疲労条件と損傷挙動の関係が系統的に理解されていないことを指摘し、本研究の目的と意義を明確にした。

第2章では、TBC システムが高温になったときに引張応力が加わる応力制御同位相熱機械疲労試験を行い、マクロ及びミクロの両面から変形及び損傷挙動を詳細に観察した。実験には、Ni-Co-Cr-Al-Y 系ボンドコートを設定したインコネル超合金基材上に電子ビーム蒸着法により $Y_2O_3-ZrO_2$ の TBC を施工した TBC システムを用いた。試験は高温時の表面温度が $1150^{\circ}C$ 、基材温度が $1000^{\circ}C$ の温度勾配を付与した条件下で、 $60MPa$ の引張負荷応力を加える条件で行った。この TBC システムが応力制御同位相熱機械疲労条件下でラチェティング挙動を示し、TBC 層が 8%以上の引張歪までクリープ変形することを初めて明らかにするとともに、TBC 層に発生するクラックの時間依存挙動を解明した。また、TBC 層とボンドコート層間に生成する酸化物層(TGO 層)の厚さが負荷する力によらないことを実験的に明らかにした。さらに、生成した TGO 層は異方性のあるうねり形状を持つことを実証するとともに、数 GPa の平均圧縮応力が存在し、その応力成分を新たに開発した偏光蛍光分光法を用いて初めて実験的に求めることに成功した。この結果から、従来の理論計算では明らかになっていなかった、TGO 層中に存在する応力成分の差異を明らかにした。これらの結果から、応力制御同位相熱機械疲労試験条件下での損傷を整理して示した。

第3章では第2章と同様の TBC システムを用い、TBC システムが高温になったとき

に圧縮歪が加わる歪制御逆位相熱機械疲労試験を行った。試験は第2章と同様に高温時の表面温度が 1150°C、基材温度が 1000°Cの温度勾配を付与した条件下で行い、高温時に-0.045%の圧縮歪を加える条件で行った。損傷を巨視的及び微視的の両面から詳しく観察した。巨視的挙動として、試験時の負荷サイクル回数が増加するとともに、高温時の圧縮負荷応力は減少し、低温時の負荷応力はゼロから引張へと変化することを実験的に示し、試験片がクリープ変形により短くなるためにこの現象が生じることを定量的解析を行うことにより説明した。試験時に生成する TGO 層は応力制御同位相の場合のように大きなうねりが発生しないことも明らかにした。第2章と同様な偏光蛍光応力測定法から求めた TGO 層の平均応力は数 GPa の圧縮応力であり、第2章の結果と近い値であるが、応力負荷方向と平行な断面でも垂直な断面でもほぼ同じレベルである点が大きな相違点であるという結果を得た。さらに、応力成分は TGO 層の厚さ、形状及び隣接した層の違いによって異なっていることを実験的に初めて明らかにした。これらの結果から、歪制御逆位相熱機械疲労試験条件下での損傷を整理して示した。

第4章では第2章で行った応力制御同位相熱機械疲労条件、第3章で行った歪制御逆位相熱機械疲労条件に加え、応力制御逆位相熱機械疲労条件と歪制御同位相熱機械疲労条件の理論的解析を行い、熱機械疲労試験の基本となる4条件と損傷発生の有無を検討した。検討した熱機械疲労試験の4つの基本条件下で、時間の経過と共に TBC システム中に最も損傷が発生し破断し易い条件は、本論文で実験を行った応力制御同位相熱機械疲労条件であることを理論的に示した。これらの結果から、実使用環境下で生じる TBC システムに生じる損傷と熱と力の負荷様式の相関性及びその危険性を明らかにした。

第5章では本論文で得られた結果を総括した。

以上のように、本論文は熱と力の負荷が同時に働く場合の TBC システムの損傷を実験的及び理論的に検討したものである。この結果は、航空機用ガスタービンに用いられる TBC システムの信頼性確保に大いに役立つものであるとともに、材料工学に寄与するところが大きい。

よって、本論文は博士(工学)の学位請求論文として合格と認められる。