

(様式 5)

2021 年 9 月 16 日  
Year Month Day

## 学位（博士）論文要旨

(Doctoral thesis abstract)

論文提出者 (Ph.D. candidate)	工学府博士後期課程 2019 年度入学 (Admission year) 学籍番号 19833004 (student ID No.)	機械システム工学専攻 (major) 氏名 金澤 真吾 (Name)
主指導教員氏名 (Name of supervisor)	小笠原 俊夫	
論文題目 (Title)	直交 3 次元非晶質 SiC 繊維/SiC/YSi <sub>2</sub> -Si 基複合材料の製造プロセスおよび高温強度特性に関する研究 Manufacturing process and high-temperature strength property of orthogonal 3-D woven amorphous SiC fiber / SiC / YSi <sub>2</sub> -Si matrix composites	
論文要旨 (2000 字程度) (Abstract (400 words)) ※欧文・和文どちらでもよい。但し、和文の場合は英訳を付すこと。 (in English or in Japanese)		
<p>燃費向上のため、ジェットエンジン高温部材に使用されている Ni 基超合金から、より軽量かつ耐熱性の高い SiC<sub>f</sub>/SiC CMC への置き換えが進んでいる。SiC<sub>f</sub>/SiC CMC の適用箇所は一部の高圧タービンに限られており、さらなる適用先拡大のために、SiC<sub>f</sub>/SiC CMC の耐熱性を向上する動きが活発である。一方で製造コストを下げ、低圧タービンに適用することでも燃費の向上に貢献することが可能であるものの、製造コストの問題から、現状低圧タービン部材に適した SiC<sub>f</sub>/SiC CMC はない。また、SiC<sub>f</sub>/SiC CMC の高温強度特性は、構成要素の違いに大きな影響を受けることが広く知られており、新たに開発した SiC<sub>f</sub>/SiC CMC についてはその高温強度特性、特に回転体であるジェットエンジンの部材に適用する場合には、高温疲労特性を明らかにする必要がある。そこで本研究では、航空機用ジェットエンジンの低圧タービン部材に適した、高強度かつ製造性に優れ、安価な 2200°F(1473K)クラスの SiC<sub>f</sub>/SiC CMC を開発するとともに、その高温強度特性および破壊メカニズムを明らかにすることを目的とした。そのために、強化材として用いる SiC 繊維の熱曝露による強度低下機構を把握するとともに、LMI プロセスに適した Si 合金を選定した。また、開発した SiC<sub>f</sub>/SiC CMC (LMI-CMC) が優れた引張特性および高温疲労特性を有することを示すとともに、き裂の導入・進展挙動に着目し、その破壊挙動を明らかにした。</p> <p>第 1 章では、航空産業の現状と航空機ジェットエンジン高温部材向け材料の開発動向を述べ、SiC<sub>f</sub>/SiC CMC に期待される役割を示した。また、SiC<sub>f</sub>/SiC CMC の適用範囲とその種類に言及し、2200°F(1473K)クラスの SiC<sub>f</sub>/SiC CMC の必要性と、開発における課題を述べた。さらに、耐熱性やコスト等、総合的な見地から、2200°F(1473K)クラスの SiC<sub>f</sub>/SiC CMC に適した構成要素 (SiC 繊維、界面コーティング、マトリクス) を提案し、本研究の目的を</p>		

述べた。

第2章では、SiC繊維の中でも、2200°F(1473K)以上の耐熱性を持ち、製造性やコストの面でその他SiC繊維に優れるアモルファスSiC繊維、ZMI繊維を対象とし、不活性ガス中曝露試験前後での強度特性変化を評価した。その結果、ZMI繊維の破断強度は、1373K以上の温度域において、曝露温度または曝露時間の増加により低下することを明らかとした。1573K以上の温度域における強度低下は、結晶化および粒成長が支配的であり、破断強度はXRDにより得られた結晶子サイズを用い、ホールペッチの法則で整理できることを明らかにした。1573K未満の温度域では、不純物を起点とした熱分解による空隙発生のために、破断強度が低下したものと考えられる。

第3章では、LMIプロセスを用いたSiC<sub>f</sub>/SiC CMCを開発するため、融点ならびに密度の観点からSi-10Yを選定し、Si-15Tiと比較した。Si-10Yは、Si-15Tiと比較して、短時間でSiC<sub>f</sub>/SiC CMCの内部にち密なマトリックスを形成可能であることを見出した。これは、液滴振動法による表面張力・粘性係数測定ならびに濡れ角測定結果から、SiC基材との濡れ性が高いことに起因しているためであると考えられる。また、BNを被覆したZMI繊維を強化体とし、CVIプロセスおよびLMIプロセスによりマトリックスを形成することで、気孔率3vol.%以下のち密なSiC<sub>f</sub>/SiC CMCを製造可能であることを示した。

第4章では、開発したSiC<sub>f</sub>/SiC CMC (LMI-CMC)の高温強度特性を評価した。またX-ray CTを用い高温疲労試験中のき裂進展過程を観察するとともに、詳細な組織観察から破壊メカニズムの検討を行った。その結果、LMI-CMCの引張強さは、結晶質SiC繊維にMIプロセスによってマトリックスを形成したSiC<sub>f</sub>/SiC CMCと比較して同等以上であり、大気中1373Kにおける高温疲労試験では、150MP以下の低応力では同程度、150MPa以上では著しく高い疲労特性を示すことを明らかにした。高温疲労試験中のき裂進展は、酸化によりBNによって担保されていた靱性が低下したために生じたことを明らかとした。さらに、LMI-CMCの高温疲労特性がその他SiC<sub>f</sub>/SiC CMCと比較して優れていた要因は、LMIプロセスにより形成されたマトリックスの自己治癒性に起因した可能性のあることを示した。

第5章ではこれらの内容を総括した。

(英訳) ※和文要旨の場合(400 words)

SiC<sub>f</sub>/SiC CMC has advantages in terms of being more resistant to heat and lighter than Ni-base superalloys and, therefore, are expected to be new materials for high-pressure turbine of jet engines. Decreasing product cost of SiC<sub>f</sub>/SiC CMC and adapting low-pressure turbine material contribute to improve fuel efficiency. However there is no suitable SiC<sub>f</sub>/SiC CMC for low-pressure turbine material. Several research institutes have reported on the effects of structure member on the high-temperature fatigue properties of SiC<sub>f</sub>/SiC CMC. Therefore, this study was conducted to develop the high strength and high manufacturable SiC<sub>f</sub>/SiC CMC suitable to low-pressure turbine material and elucidate the high-temperature strength properties and fracture mechanism of the SiC<sub>f</sub>/SiC CMC.

The first chapter represents the background and objective for this research.

In the second chapter, the factors contributing to the changes in the failure strength of the amorphous SiC fibers were examined through monofilament tensile test and microstructure observation. The failure strength of the amorphous SiC fibers was degraded with the increases in heat treatment temperatures and time at 1373K or higher. As a result of the microstructure observation, it was clarified that the predominant factors contributing to the strength degradation are: crystallization and grain growth in the temperature region of 1573K or higher; and the generation of defect and grain growth at less than 1573K.

In the third chapter, for evaluating LMI process, thermophysical properties of candidate molten

Si alloys were measured by the electrostatic levitation furnace, Si-Y alloy was selected because of superior infiltration ability compared to reference material, Si-Ti alloy. Dense orthogonal 3-D woven amorphous SiC fiber/SiC/YSi<sub>2</sub>-Si Matrix Composites (LMI-CMC) was successfully fabricated by weaving an amorphous SiC fiber coated with BN and constructing matrix via Chemical Vapor Infiltration process and LMI process.

In the fourth chapter, tensile property and high temperature fatigue property for LMI-CMC were evaluated. LMI-CMC has equal tensile strength until 1373K and excellent fatigue properties at 1373K over 150MPa against to crystalline SiC fiber/SiC-Si Matrix Composites. LMI-CMC is considered to undergo fracture when the effective cross-sectional area is reduced because of crack propagation accompanying oxidation and when the test load exceeds the tensile strength of the residual cross-sectional area. However, some cracks in the matrix produced by a LMI process were closed by oxides derived from YSi<sub>2</sub>. Because of crack closing, crack propagation is presumed to be avoided.

The fifth chapter is the concluding remarks of the present study.