

航空機エンジン用 CMC タービン部品の開発

Development of CMC Turbine Parts for Aero Engines

中 村 武 志	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 主幹
岡 尚 志	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 主査
今 成 邦 之	航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 部長
篠 原 健 一	航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 主査
石 崎 雅 人	技術開発本部生産技術センター加工技術部 部長

近年、原油価格の値上がりなどによって燃費の良い航空機エンジンが求められており、軽量で耐熱性の高い新しい材料が望まれている。セラミックスはその候補であるが、もろさを克服できずに広範囲には用いられていない。そこでセラミック繊維で強化化するセラミック基複合材料 (Ceramic Matrix Composites : CMC) が開発されている。CMC は 20 年の研究を経て実用化の時期に近づいており、当社ではタービン翼への適用研究を主に行っている。これらの研究を通し CMC 部品を試作し、回転試験や疲労試験などによる評価をつうじて良好な結果を得た。

Recently, oil prices have risen creating a need for fuel-efficient aero-engines. New materials that have low density and the ability to withstand high temperatures will contribute to improving fuel-efficiency. Ceramics have such properties but its brittleness limits its fields of application. Ceramic Matrix Composites (CMC) — ceramics reinforced with fibers — can solve this issue, and are being developed as next-generation materials for aero-engines. CMCs have been under development for more than 20 years, and will be applied to commercial fields in the near future. IHI has been working on the development of CMCs, mainly for use in turbine nozzles and blades. Through these studies, good results were obtained from spin tests and fatigue tests carried out for prototype components.

1. 緒 言

セラミック基複合材料 (Ceramic Matrix Composites : CMC) はマトリックスがセラミックスであるという定義によれば、さまざまな材料系があることになる。しかし、現在実用的な CMC のマトリックスとしては、 Al_2O_3 (酸化アルミニウム) 系と SiC (炭化けい素) 系に限定される。また、マトリックスとの化学的安定性や熱膨張率差による損傷を防ぐため、それらの強化繊維はそれぞれマトリックスと同じ Al_2O_3 繊維と SiC 繊維が用いられている。両者を比較すると、耐熱温度は SiC の方が高いが、コストは Al_2O_3 の方が低いため、適用部位の温度域によって使い分けられる。

当社では環境温度が $1000^{\circ}C$ 以上となる航空機エンジンのタービン部への CMC の適用を検討しており、耐熱温度が高い SiC 系 CMC の開発を行っている⁽¹⁾。CMC を航空機エンジンに適用することによって、以下のような理由で燃費改善が見込める。

- (1) エンジンの高バイパス比化に伴いファンが大径化し、それによって大型化する低圧タービン部を軽量

化できる。

- (2) タービン翼は圧縮機から抽気した空気で冷却されているが、CMC では耐熱性が高いことからこの冷却空気量を低減できる。

本稿では、筆者らが実施している SiC 系 CMC の製造プロセスの開発と、CMC を適用した航空機エンジン用タービン動翼、タービン静翼の開発の概要を紹介する。

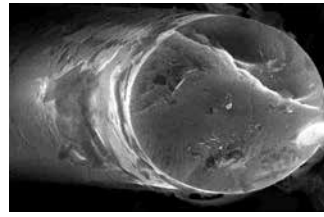
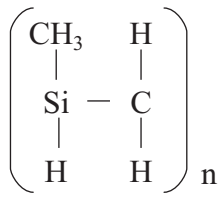
2. CMC 材料と製造プロセス

2.1 強化繊維

SiC 繊維は東北大学で 1975 年に開発され、その後、日本カーボン株式会社のニカロン繊維、宇部興産株式会社のチラノ繊維として商品化された。第 1 図に SiC 繊維の原料ポリマーの分子構造式を - (a) に、SiC 繊維の外観を - (b) に示す。いずれも Si (けい素) と C (炭素) を含んだポリマーを紡糸し、焼成してセラミック化する。紡糸、焼成の過程には幾つかの方法があり、繊維の特性・コストを左右する。繊維は適用する部位に求められる特性などを考慮し選定される。

(a) 原料ポリマーの分子構造式

(b) 外観



5 μm

第 1 図 SiC 繊維
Fig. 1 SiC fiber

2.2 インタフェースコーティング

繊維とマトリックスの界面には、両者の固着を防ぐインタフェースコーティングと呼ばれる界面層が施工されている。インタフェースコーティングはマトリックスに生じたクラックの進展をそらし、クラックの繊維への伝ばを防ぐ働きをもつ。このような働きをもつ物質としては、C と BN（窒化ほう素）が知られているが、C は大気中で 600°C 程度以上では酸化消失するため、航空機エンジンのタービンにはより耐酸化性のある BN インタフェースコーティングが適している。

2.3 マトリックス

マトリックスに用いる材料は前述のように SiC であるが、その主な製造方法としては気相含浸（Chemical Vapor Infiltration：CVI）法、固相含浸（Solid Phase Infiltration：SPI）法、液相含浸（Polymer Impregnation and Pyrolysis：PIP）法、熔融含浸（Melt Infiltration：MI）法がある。

CVI 法では原料ガスの熱分解反応などによって、SiC マトリックスを形成する。形成されたマトリックスは緻密で純粋な膜状組織となり、インタフェースコーティングを保護するのに有効であるが、強化繊維束内に均質に含浸させるために含浸速度を下げる必要がある、また特殊な装置を必要とするために高コストとなるという問題がある。

SPI 法では原料である Si と C の混合粉末の沈殿中に繊維織物を沈め、振動を加えることで粉末を織物中に含浸させる⁽²⁾。織物の厚肉部に原料粉末を十分に含浸させることが課題である。

PIP 法はポリマーの原料を繊維織物に含浸し、焼成してセラミック化することで SiC マトリックスを形成する手法である。焼成時に収縮するため、砕けた塊状組織になる。特殊な装置を必要としないため低コストであるが、必要な含浸量を得るまで含浸と焼成を何度も繰り返す必要がある。

これらの施工方法には一長一短があり、筆者らの開発で

は最初に CVI、次に CVI 後の大きな空孔を効率的に埋める SPI、さらに SPI 中の細かい空孔を液相で浸透させて埋める PIP という順でマトリックスの形成を行っている。

以上に述べた材料とプロセスを適用して製造した CMC のマイクロ組織を第 2 図に示す。繊維の体積率は 40% 以上、密度は 2.0～2.5 g/cm³ である。

なお、MI 法は、骨材としての SiC 粉末と原料の C 粉末を混合したものを繊維織物にスラリー法で含浸させ、その後熔融した Si を注入することで Si と C を反応させ、SiC マトリックスを形成する方法である。短時間、低コストで気孔のない緻密な組織を形成できるが、反応速度が速いため制御が難しく、また、プロセス温度が高いため繊維にダメージを与える恐れがあり、筆者らの開発では採用していない。

3. CMC タービン動翼の開発

筆者らの開発では、動翼を要素に分けて要素ごとの試作と評価試験を実施し、その試験結果に基づくタービン動翼全体の試作と評価試験を行った。以下にその概要を述べる。

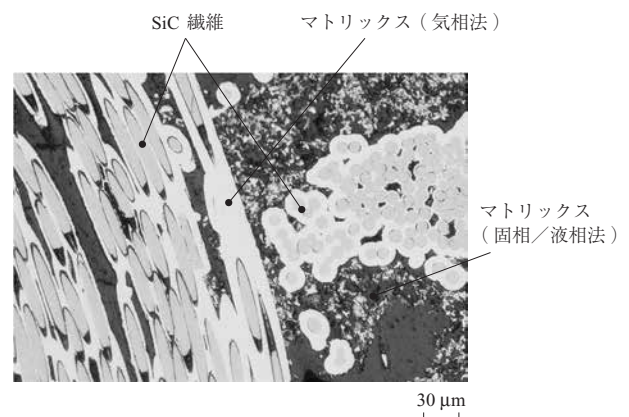
3.1 CMC 動翼要素の試作

タービン動翼は第 3 図に示すような複雑な形状をしており、翼根（ダブテール）部、翼部、翼先端（チップ）部の各要素に分けることができる。各要素において、主に求められる特性を併せて第 3 図に示す。求められる特性や強度、および要素形状から、強化繊維の織物構造を検討、試作し、さらに各要素の強度評価を行った。

3.2 CMC 動翼要素の評価試験

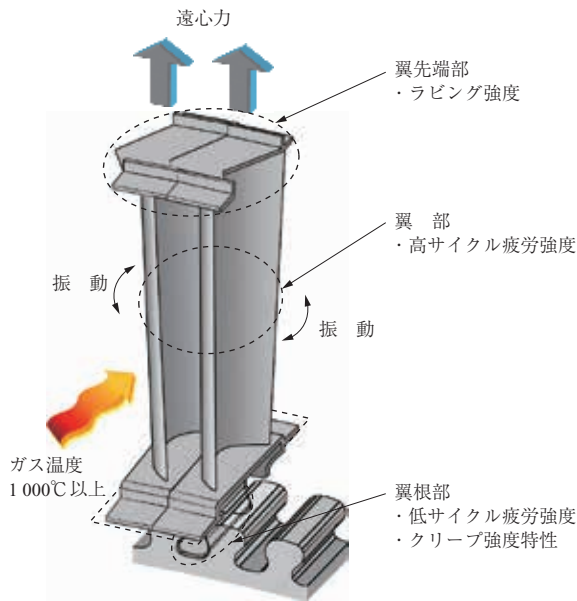
3.2.1 ダブテール要素（高温低サイクル疲労、クリープ）

CMC タービン動翼の構造成立性において、最も重要で



30 μm

第 2 図 CMC のマイクロ組織
Fig. 2 Micro structure of CMC



第3図 タービン動翼の形状と主要な課題

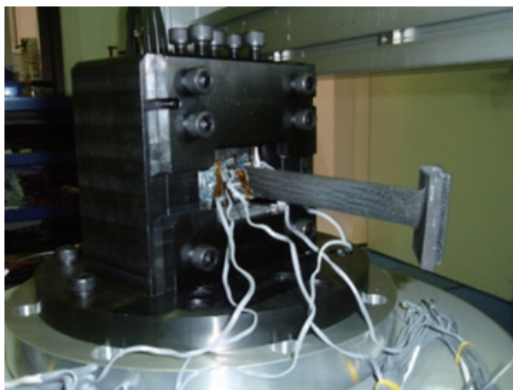
Fig. 3 Configuration of turbine blades and their main issues

あるダブテール部の高温強度（低サイクル疲労，クリープ）を，ダブテール要素を用いた試験で確認した。実機想定温度の650℃で実機想定荷重を負荷し，高温低サイクル疲労試験 10^5 サイクル，およびクリープ試験500h，それぞれ所定荷重を保持できることを確認した。また，試験後の外観および非破壊検査において，ダブテール要素に損傷は認められなかった。本試験結果から，ダブテール部は想定する遠心力荷重の負荷に対し，十分な耐久性をもつことを確認した。

3.2.2 翼要素（室温高サイクル疲労）

片持ち構造の動翼は励振されるため，特に影響を受ける翼部は高サイクル疲労強度の確認が必要である。このため翼部要素を用い，加振機による室温での高サイクル疲労試験を行った。

室温高サイクル試験の様子を第4図に示す。材料試



第4図 室温高サイクル疲労試験の様子

Fig. 4 Appearance of high cycle fatigue test at room temperature

験結果から予測されるひずみを加えて 10^7 回以上加振を行ったが，試験後の外観および非破壊検査において，翼要素に損傷は認められなかった。また，試験前後の固有振動数の変化も数%程度であった。本試験結果から，試作した翼部は高サイクル疲労において十分な疲労強度をもつことを確認した。

3.2.3 チップ要素（高温ラビング）

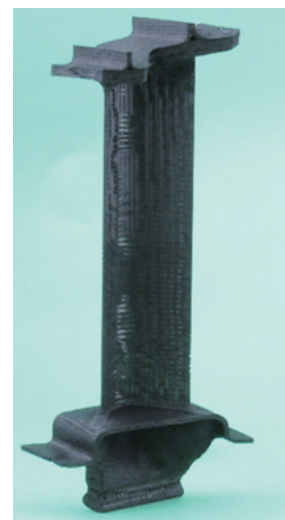
運用中に動翼チップ部が相手部品である金属ハニカムへ押し付けられた場合の挙動を，CMCのチップ要素と金属ハニカムを高温でラビングさせることで確認した。試験温度は実機相当の1000℃とし，回転するCMCチップ要素を周速250 m/sで金属ハニカムにラビングさせた。また，比較のため，Ni合金のチップ要素も同様に評価した。

ラビング試験後にCMCとNi合金のチップ要素を比較したところ，CMCチップは金属チップと比べて摩耗量が若干大きい，チップ本体の破壊や異常な発火などはなく，健全性を保つことを確認した。本試験結果から，CMCチップ部は，金属ハニカムとの厳しいラビング条件においても健全性を保つことを確認した。

3.3 CMC 動翼の試作および評価試験

CMC動翼の各要素を評価した後，これらを組み合わせたCMC動翼を製造した。製造したCMC動翼の外観を第5図に示す。形状精度は航空機エンジン部品に対する要求を満足しており，金属製の動翼に対して約65%の重量削減を達成している。

CMC動翼評価のまとめとして，製造したCMC動翼の室温回転試験を行った。エンジン実機に発生する遠心力荷重環境下における試作CMC動翼の強度健全性，および



第5図 CMC 動翼の外観

Fig. 5 Appearance of CMC blade

破壊強度と破壊モードの確認が目的である。エンジン実機の動翼に発生する遠心力の120%相当の負荷で5分間安定的に保持できることを確認した後さらに回転数を上げ、190%相当の遠心力負荷において翼トレーリング・エッジの外側側（チップ付近）を起点に損傷が発生した。本試験によってCMC動翼はエンジン実機で発生する遠心力荷重に対し、室温において十分な強度をもつことを確認した。

4. CMCタービン静翼の開発

CMCタービン動翼の開発では要素部品の強度評価を主に実施したが、CMCタービン静翼の開発では部品の耐久性を確認するため、熱サイクル試験と実エンジン環境試験を行った。

4.1 CMCタービン静翼の試作

タービン静翼も複雑な形状をしており、タービン動翼と同様求められる特性や強度および形状から、強化繊維の織物構造を検討した。製造したCMC静翼の外観を第6図に示す。航空機エンジン部品に要求される精度を満足しており、動翼と同じく金属製の静翼と比べ約65%の重量削減を達成した。

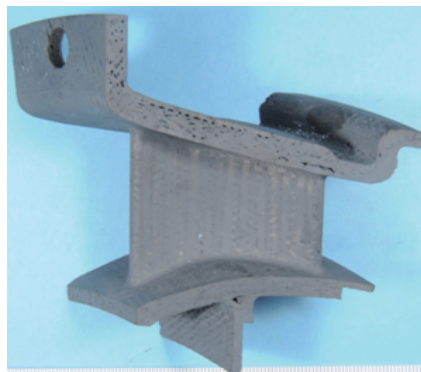
4.2 CMC静翼評価試験

(1) 熱サイクル試験

ガスバーナ加熱装置を用いてCMC静翼の加熱と放熱を繰り返すことで、熱応力環境における強度健全性を確認した。評価温度は1200℃とし、3分間の昇温と3分間の降温で1サイクルとして5000サイクルまでの試験を実施し、CMC静翼に破損が生じないことを確認した。試験データを基に、今後解析手法・寿命評価手法を確立していく。

(2) 実エンジン環境試験

CMC静翼を実エンジン環境に曝露することによ



第6図 CMC静翼の外観
Fig. 6 Appearance of CMC vane

て機能健全性を確認した。この試験では実際のガスタービンをを用い、実機想定温度である1000℃以上で400h曝露した。なお、試験においてはガスタービンのタービン静翼30枚のうち4枚にCMC静翼を搭載した。

目標の400hまでガスタービンの各部の温度や圧力などに異常は見られず、試験を完了した。本試験によって、CMC静翼が実エンジン環境においてもタービン静翼としての機能健全性をもつことを実証した。

5. 結 言

筆者らが実施しているCMCの製造プロセスの開発と、航空機エンジン用CMC部品の開発の概要を紹介した。

SiC繊維とSiCマトリックスのCMCを採用し、マトリックス形成において、最初にCVI、次にCVI後の大きな空孔を効率的に埋めるSPI、さらにSPI中の細かい空孔を液相で浸透させて埋めるPIPを実施する製造プロセスを用いた。

開発したCMC材料を用いたCMC動翼の部品適用開発では、まず動翼要素の試作と強度評価を実施した。さらに要素を組み合わせた動翼を製造して室温回転試験にて評価し、良好な結果を得た。

また、同じCMC材料を用いたCMC静翼を製造して熱サイクル試験と実エンジン環境試験を行い、CMC静翼が機能健全性をもつことを実証した。

— 謝 辞 —

本稿は、経済産業省からの研究委託を受けて2008～2012年度に実施した成果、および独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構から助成を受けて2010～2012年度に実施した研究成果に基づくものである。本研究を進めるに当たって、関係各位から多くのご協力をいただきました。ここに記し、感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (1) 田村 崇, 中村武志, 高橋耕雲, 荒木隆人, 夏村 匡: CMC材タービン適用研究 石川島播磨技報 第44巻第4号 2004年7月 pp. 261 - 265
- (2) 村田裕茂, 中村武志, 田中康智: 航空エンジン用CMCの新製造法の開発 石川島播磨技報 第46巻第3号 2006年9月 pp. 101 - 108