

航空宇宙用高温部材向けセラミック複合材料

(1994年～現在)

セラミックマトリックス複合材料 (Ceramic Matrix Composites, CMC) は、耐熱金属材料と比較して軽量で、モノリシックセラミック材料と比較して破壊エネルギーが大きいという特長を有する。特に、長繊維強化 SiC/SiC 複合材料は、航空宇宙エンジン用構造部材の材料としての適用研究開発が進められている。今日までに、この材料を用いてさまざまなエンジン部材を試作し、その実用性を実証してきた。ここでは、代表的な試作部材としてジェットエンジン用アフターバーナーフラップ、テールコーン、ロケット燃焼器などを紹介するとともに、CMC の製造プロセスについても解説する。

1. 製品適用分野

ジェットエンジン、ロケットエンジンの高温部品

2. 製品分野の背景

金属材料を超える優れた高温強度を有する非酸化物系セラミック材料は、タービンエンジン部材などの高温構造部材への適用が期待されたが、モノリシックな通常の焼結材料は、脆性破壊を生じる (= 割れ易い) ため、構造部材への適用は困難である。この「脆さ」を克服する手段として、強化繊維とマトリックスとの双方に炭化ケイ素を用いた長繊維強化 CMC (以下、単に CMC と略記) の開発が行われてきている。CMC は金属材料に類似した擬塑性的な変形挙動を示し^{注1)}、その優れた比強度と耐熱性により、航空宇宙エンジンの高温部材への適用研究が進められている。

3. 開発部材の例

(1) ジェットエンジン用アフターバーナーフラップ

アフターバーナーとは、エンジンの推力を一時的に

飛躍的に増加させるために、ジェットエンジンの排気部に追加の燃料を噴射して燃焼させるための機構を指す。アフターバーナーを作動させるには、エンジンの排気ノズルの絞りの形状を変化させる必要があり、このための可動部品がアフターバーナーフラップと呼ばれる部材である。CMC の適用により、重量を従来のニッケル合金の約 1/3 に低減することが可能である。この部材は欧米で実用化されており、国産エンジンへの適用が期待されている。図1は CMC 製部材を搭載して地上燃焼試験に供したエンジンである¹⁾。

(2) ジェットエンジン用テールコーン

HYPR プロジェクト^{注2)}にて開発されたコンバインドサイクルエンジンでは、コアエンジンのテールコーンに CMC 部材の適用をおこなった。この部材は、無冷却にて 1700℃ の燃焼ガス流に暴露する条件にて地上での燃焼試験を行い (図2)、試験後の部材の健全性を検証した。

Key-words : 複合材料, ジェットエンジン, ロケットエンジン

注1 CMC の擬塑性変形挙動は、マトリックスに生じた亀裂を繊維が引き抜けながらブリッジングすることによって発現し、この引き抜け過程で大きい破壊エネルギーが吸収される。変形によって微視的にはマトリックスに破壊が生じており、材料の塑性加工が可能ということではない。

注2 通商産業省工業技術院 (当時) による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」(1989-1998) で、NEDO を通じて民間参加企業にも研究が委託された。ハイブリッドサイクルエンジンは、マッハ3までの低速ではターボジェットのコアエンジン、マッハ5までの高速ではラムジェットエンジンの組み合わせで動作する。

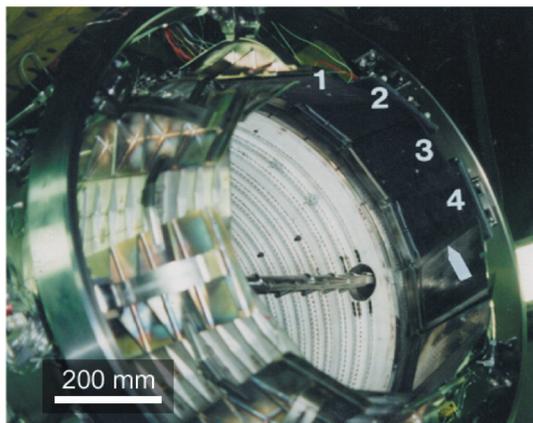


図1 CMC 製アフターバーナーフラップを搭載したジェットエンジン

国内で製造されたエンジンに CMC 部材を搭載した初のケース。地上での燃焼試験を成功裏に終了し、国産 CMC が実用部材となり得ることを実証した。図中、1～4の番号を付した4点が CMC 部材。

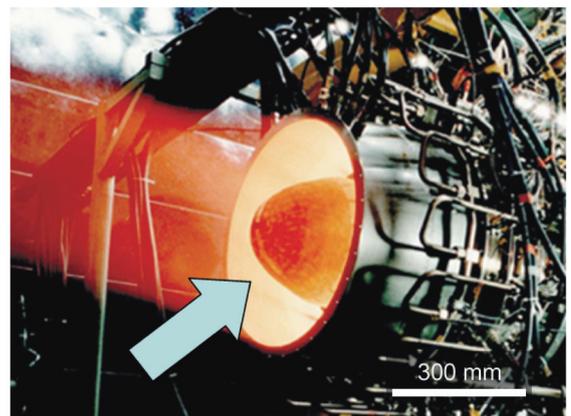


図2 HYPR コアエンジンの CMC 製テールコーン

タービン入口温度 1700℃にて 15 分間の燃焼試験を行い、試験後の部材の健全性を検証した。

注 3 HYPR 後継プロジェクトとして実施された、経済産業省による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」(1999-2004)。

(3) ロケットエンジンスラストチャンバ

宇宙輸送機等の推進系および姿勢制御系のロケットエンジンスラストチャンバの部材開発が行われている。ニオブ系金属材料を CMC で代替することにより、部材の重量を 1/3 以下に抑えることが可能となる。この部材は、最大でも数分間の短時間であるが、非常に高温かつ高圧の燃焼ガスに耐え得ることが要求され、燃焼ガスがリークしないよう十分に緻密な材質にする必要がある。開発部材では、0.7MPa の窒素圧および 4.5MPa の水圧にてリークが生じないことを確認して燃焼試験を行い(図 3)、実部材として適用可能であることを確認した。近い将来に実施の見込まれる飛行試験を目指して、現在も適用研究が進められている。

(4) その他の部材

上述の部材のほか、これまでに、主にジェットエンジン用高温部材を想

定して、ESPR^{注3)}などのプロジェクトにて、タービンシュラウド、排気ガイドベーン、吸音パネル、タービンディスク・ブレード一体部材(ブリスク)など(図 4)の開発および評価試験が行われてきた^{2,3)}。

4. 製法と特性

CMC は、(1)まず繊維成形体(織物)をつくり、(2)次にマトリックスを形成する、という段階を経て作ら

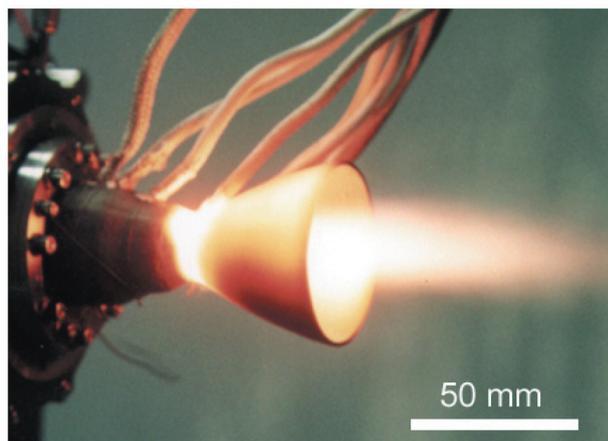


図 3 ロケットエンジン燃焼ノズルの燃焼試験

PIP プロセスを繰り返すことにより、緻密なマトリックスが形成される。ロケット燃料(ヒドラジン)を用いて燃焼試験を実施し、燃焼ガスの漏洩がないこと、試験後の部材に大きい損傷が生じていないことを確認した。

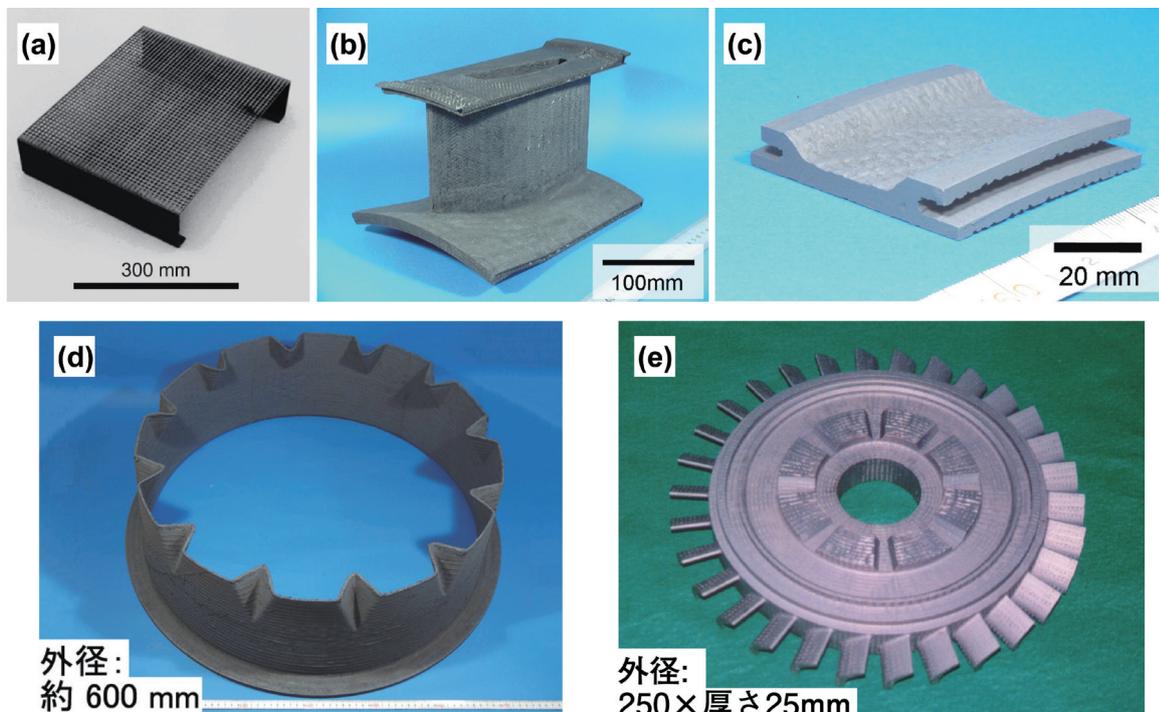


図 4 これまでに試作されたさまざまな CMC 製エンジン部材

(a)HYPR エンジン用吸音パネル, (b)ESPR エンジン用排気ガイドベーン, (c)タービンシュラウド, (d)排気ダクト, (e)タービンブリスク

れる。CMCの力学特性は繊維の配向の影響を大きく受けるので、繊維成形体の設計は重要である。また、CMCは焼結セラミック材料と同様に加工が困難であるため、成形体は可能な限りネットシェイプ成形することが望ましい。なお、成形体を形成する素繊維の表面には、マトリックスとの間に適度に弱い結合を形成するための界面層が形成される。

マトリックスの形成プロセスには、(2a)気相を原料とするCVI (Chemical Vapor Infiltration) プロセス、(2b)液相を原料とするPIP (Polymer Impregnation and Pyrolysis) プロセスなどがある。これらのマトリックス形成プロセスを適切に組み合わせると、初期弾性率が比較的高く、破断歪が大きい、機械設計に有利な材料を得ることができる(図5)。組合せプロセスのフローの例と、このプロセスで作成したCMCの光学顕微鏡による組織写真を図6に示す。

5. 将来展望

前節に述べたプロセスで製造したCMCは優れた特性を示す反面、製造プロセスが非常に長く、高コストな材料である。近年、PIPプロセスを代替する短時間プロセスとして、湿式加振含浸プロセスを開発し、材料コストの大幅な低減を可能としつつある⁴⁾。

限りある化石燃料から効率よく推力を得るためには、高耐熱性材料の適用によるエンジン燃焼温度の上昇と軽量材料の適用によるエンジン重量の低減はともに有効である。今後もCMCの航空宇宙エンジンへの更なる適用が進められてゆくと期待される。

文献

- 1) 石崎雅人, 塩田宗義, 宮原薫, 佐々正, 荒木隆人, 正木彰樹, 今村龍三, 大鍋壽一, 「繊維強化セラミック複合材料の製造技術とエンジンへの適用」, 石川島播磨技報, 34[6] 418-422(1994)
- 2) 錦織貞郎・正木彰樹, 「航空エンジン高性能化に向けてのTiAl合金, CMC複合材料の開発と部品製造技術」, 日本金属学会誌, 64[11] 992-998(2000)
- 3) 石崎雅人, 「SiC/SiC複合材料の宇宙航空エンジン高温部材への適用」, 超高温材料シンポジウム XVIII, 42-51(2004)
- 4) 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, 46[3] 101-108(2006)

【連絡先】 石崎 雅人
(株) I H I
生産技術センター 生産技術開発部
〒235-8501 横浜市磯子区新中原町1番地

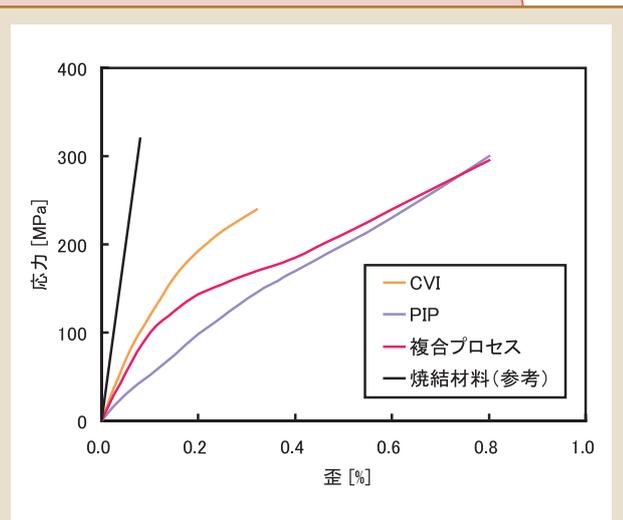


図5 CMCの応力-歪線図

CVIとPIPを組み合わせたプロセスにより、初期弾性率が高く破断歪が大きい材料を作ることができる。

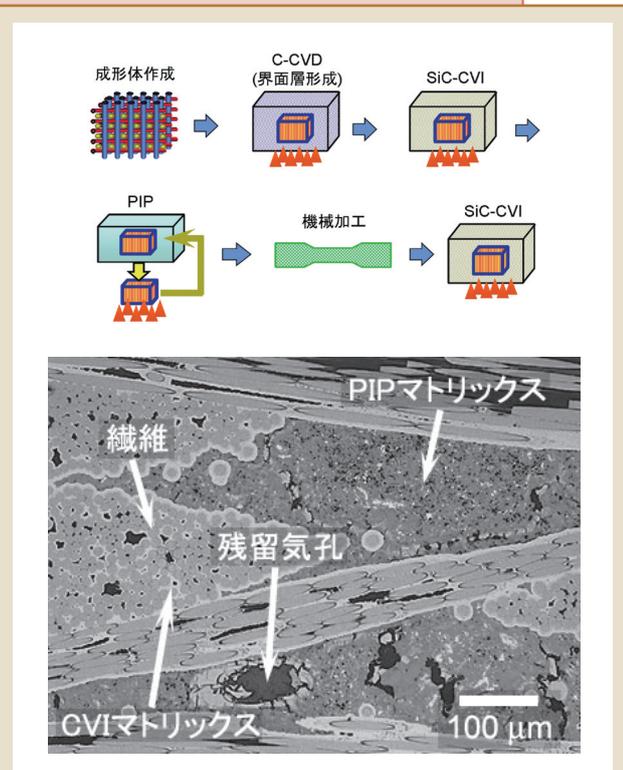


図6 CMCの製造プロセスとマクロ-ミクロ組織

繊維成形体の空隙は、(1)繊維束の内部の小さい空隙、(2)繊維束の織り目の大きい空隙、に大別される。CVI (原料は気体) で小さい空隙を、PIP (原料は溶融ポリマー) で大きい空隙を緻密化することによって、効率よくマトリックスを形成することができる。