

## 2021-4 セラミック基複合材料 (CMC) 開発の現状

### 1. はじめに

航空機による温室効果ガスの排出削減が求められている。温室効果ガスを削減するためにはエンジンの運転温度の上昇による燃費向上が解決の一手であるが、エンジンの高温部に適用されている Ni 基合金はすでに融点付近の温度となっている。そのため、エンジン高温部には Ni 基合金よりも耐熱性に優れる CMC(Ceramic Matrix Composite : セラミック基複合材料)の適用が期待されている。なお、本稿で言う CMC は主に SiC 繊維を強化材とした SiC/SiC のことを指す。図 1 に Ni 基合金および CMC の使用可能温度の変遷を示す<sup>1)</sup>。図に灰色の線で示される Ni 基合金は、材料の改良により現在の Single crystal における使用可能温度が 1100°C 程度である。加えて、TBC(Thermal Barrier Coating : 熱遮蔽層)の施工、冷却孔の導入で使用可能温度を赤線部まで上昇させてきたが、これ以上の上昇は見込めない。一方で、青い破線で示す CMC に注目すると、Ni 基合金と比較して使用可能温度が高く、TBC や EBC(Environmental Barrier Coating : 環境遮蔽層)などの導入により、更なる運転温度の上昇が可能となる。加えて、比重も Ni 合金の約 1/3 程度と軽いため、運転温度の向上およびエンジン重量の軽量化による燃費向上すなわち温室効果ガスの削減が期待できる。

本稿では SiC 繊維を強化材とした CMC に着目し、その概要および開発の歴史に関して記述する。

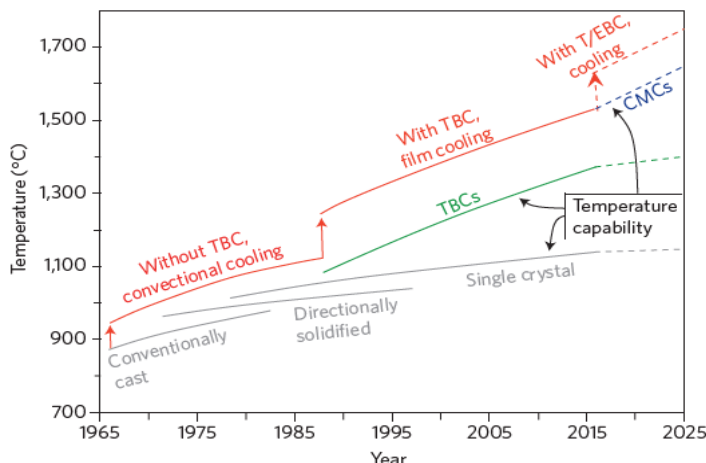


図 1 Ni 基合金および CMC の使用可能温度と年代の変遷<sup>1)</sup>

### 2. CMC の構成要素

CMC は図 2 に示すように繊維、界面、マトリクスから構成されており、航空機エンジンへ適用する場合には EBC が施される。これらの構成要素に関して、概要を記述する。

#### 2.1 繊維

SiC 繊維は東北大学で開発され、主要な SiC 繊維は日本カーボン(現在は日本カーボン、GE 社、Safran 社出資の NGS アドバンストファイバー)と宇部興産の 2 社が開発・製造を行ってきた。各種 SiC 繊維の諸特性を表 1 に示す。原子組成を見ると、開発初期の SiC 繊維 (NL200、Hi-Nicalon、Lox M、Tyranno ZMI) は C/Si 比が 1 より高く、理想的な SiC

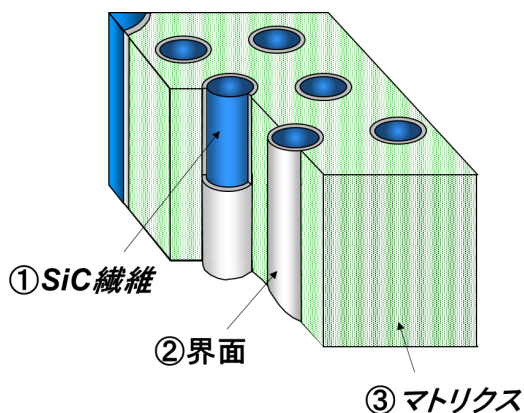


図 2 CMC 組織の模式図

(C/Si 比=1) と比較して炭素量が過剰な状態である。また、非晶質で多くの O を含有している。そのため、高温環境では SiC の結晶化や CO ガスの脱離による変質が起こり、強度特性が低下してしまう課題があった。近年の SiC 繊維 (Hi Nicalon typeS, Tyranno SA) は C/Si 比が理想的な SiC に近く、結晶質になったことで耐熱性や耐酸化性、弾性率の向上が行われている。

表 1 各種 SiC 繊維の諸特性<sup>2)</sup>

	日本カーボン(NGSアドバンスファイバー)			宇部興産		
	NL200	Hi-Nicalon	Hi-Nicalon TypeS	Lox M	Tyranno ZMI	Tyranno SA
原子組成	SiC <sub>1.34</sub> O <sub>0.36</sub>	SiC <sub>1.39</sub> O <sub>0.01</sub>	SiC <sub>1.05</sub>	SiTi <sub>0.02</sub> C <sub>1.37</sub> O <sub>0.32</sub>	SiZr <sub>&lt;0.01</sub> C <sub>1.44</sub> O <sub>0.24</sub>	SiC O, Al<0.008
引張強度(GPa)	3.0	2.8	2.6	3.3	3.4	2.8
引張弾性率(GPa)	220	270	420	187	200	420
伸び(%)	1.4	1.0	0.6	1.8	1.7	0.7
密度(g/cm <sup>3</sup> )	2.55	2.74	3.10	2.48	2.48	3.02
直径(μm)	14	14	12	11	11	10

## 2.2 界面

CMC の強度特性を発現するうえで、界面は非常に重要な要素である。界面の機能は、マトリクスと繊維間の応力伝達を行いつつ、進展してきたクラックを強化材である繊維に伝えずに逸らすことが挙げられる。この機能は図 3 に示すように、界面特性により CMC の破壊挙動が異なることから、適切に制御される必要がある<sup>3)</sup>。一般的に界面強度が高い場合には荷重負荷の初期における剛性が高くなる傾向にある。一方で、界面強度が高すぎる場合にはクラックの偏向機能が低下し(界面でクラックを逸らすことが出来ずに繊維を切断し)、脆性的な破壊挙動となる。逆に界面強度が弱すぎる場合には、繊維-マトリクス間の応力伝達が出来なくなるので、十分な繊維強度が発現できない材料となる。以上のように適切な強度をもつ界面であれば、本来は脆性材料である繊維・界面・マトリクスが 1 つの構造材料としては擬似的な延性を示す。

このような性質を発現させるためには、一般的に界面は六員環構造を有し層状なグラファイト構造の材料が適している。そのため、現在の CMC に適用可能な界面は、炭素(グラファイト)もしくは六方晶 窒化ホウ素(h-BN) の 2 種類であり、航空機エンジンでの適用を考えた場合には両者を比較して耐酸化性の高

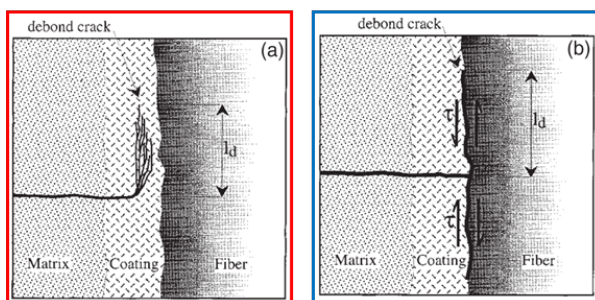
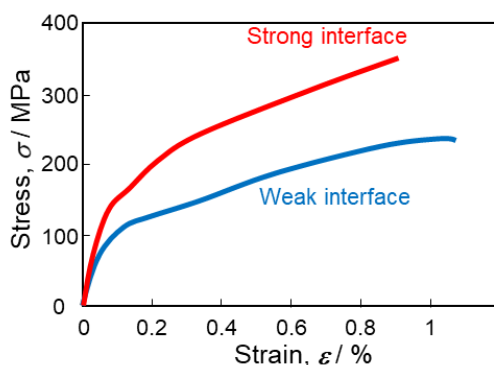


図 3 界面特性による応力-ひずみ線図の変化およびクラック偏向の模式図<sup>3)</sup>

い h-BN が適用される。近年では希土類酸化物等を界面とすることで炭素や h-BN よりも高い耐酸化性を界面に付与させることが考えられているが<sup>4)</sup>、基礎研究の段階であり今後の開発が望まれる。

### 2.3 マトリクス

マトリクスの形成手法は代表的なものとして CVI(Cheical Vapor Infiltration : 化学気相含浸)法、PIP(Polymer Impregnate & Pyrolysis : ポリマー含浸焼成)法、SPI(Solid Phase Infiltration : 固相含浸)法、MI(Melt Infiltration : 熔融含浸)法などが挙げられる。各手法の特徴に関して表 2 に示す。いずれの製造法においても長所・短所があり、適用部材に応じて求められる特性を考慮したうえで選択もしくは組み合わせて作製される。

表 2 各種 CMC 製造プロセスの特徴

Process	Speed	Temp.	Yield	Pore
CVI法	Low (Few Months)	< 1273K	1~5 wt%	Porous
PIP法	Middle (Few weeks)	< 1273K	~20 wt%	Porous
SPI法	High (Few days)	1573K <	100 wt%	Porous
MI法	High (Few days)	1723K <	~95 wt%	Dense

### 2.4 EBC

CMC を航空機エンジンに適用する場合には、高温の水蒸気による減肉に加えて、砂などに含まれる CMAS(Calcium-Magnesium-Alumino-Silicate)による損傷から保護する必要がある。EBC 開発の時系列を図 4 に示す。CMC に適用された EBC は第一世代の BSAS(Barium- Strontium-Alumino-Silicate) / BSAS+Mullite / Si(~1300°C 級)<sup>5)</sup>、第二世代の Yb<sub>2</sub>Si<sub>2</sub>O<sub>7</sub> / Mullite / Si(1400°C 級)<sup>6)</sup>となり、耐熱性の向上が行われている。日本国内においても NEDO(New Energy and Industrial Technology Development Organization : 国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構)や SIP(Cross-ministerial Strategic Innovation Promotion Program : 戦略的イノベーション創造プログラム)の技術開発プログラムにおいて、新たな EBC<sup>7-8)</sup>が考案されている。また、将来的に更なる高温化が進むことが予想されるために、CMC と EBC の接合層に Si よりも高融点な材料系適用に向けた検討がなされている<sup>9)</sup>。

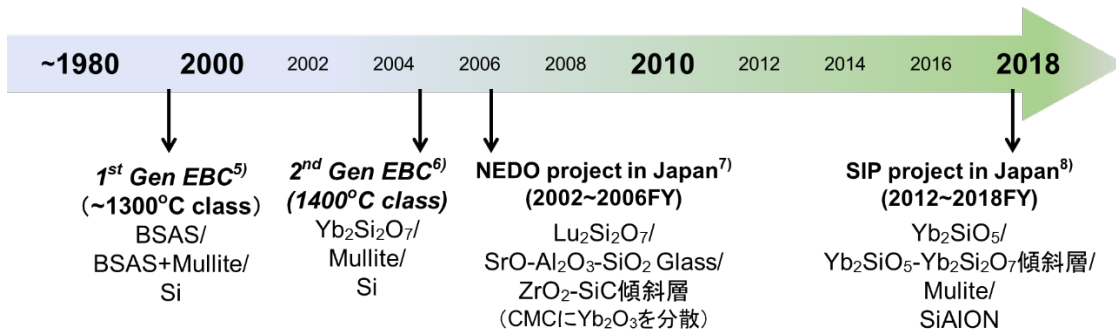


図 4 EBC 材料の変遷

### 3. 航空機エンジンへの CMC 適用の歴史

航空機エンジンの CMC 適用の推移を図 5 に示す。CMC が航空機エンジンの高温部に初めて搭載されたのは Safran 社が開発した M88-2 である。ここで CMC は M88-2 のアフターバーナーフラップに適用されている<sup>10)</sup>。その後、商用機への初搭載として、CFM インターナショナル社(GE 社と Safran 社による合弁会社)の Leap-X エンジンに CMC 製シユラウドが適用された<sup>11)</sup>。2020 年 9 月 25 日には、燃焼器ライナー、高圧タービンの第一段シユラウド、そして第一段、第二段ノズルに CMC が適用された GE 社製の GE9X エンジンが FAA(Federal Aviation Administration : 米国連邦航空局)の認証を取得した<sup>12)</sup>。また、2015 年には F414 エンジンで、動翼である低圧タービンブレードのテストに成功している<sup>13)</sup>。これまでは静翼やシユラウドといった静的な部品への適用が主であったものの、今後は商用機においても動的な部品への適用が進むものと推測される。

一方で、日本国内においては XF5-1 エンジンへ CMC が搭載されたものが最初である。このエンジンは IHI により製造されており、CMC は排気バーナーのフラップに使用されている<sup>14)</sup>。その後が開発された XF9-1 エンジンではタービンシユラウドに CMC が適用されており<sup>15)</sup>、海外の流れと同様に、まずは戦闘機エンジンの開発に適用されている段階である。

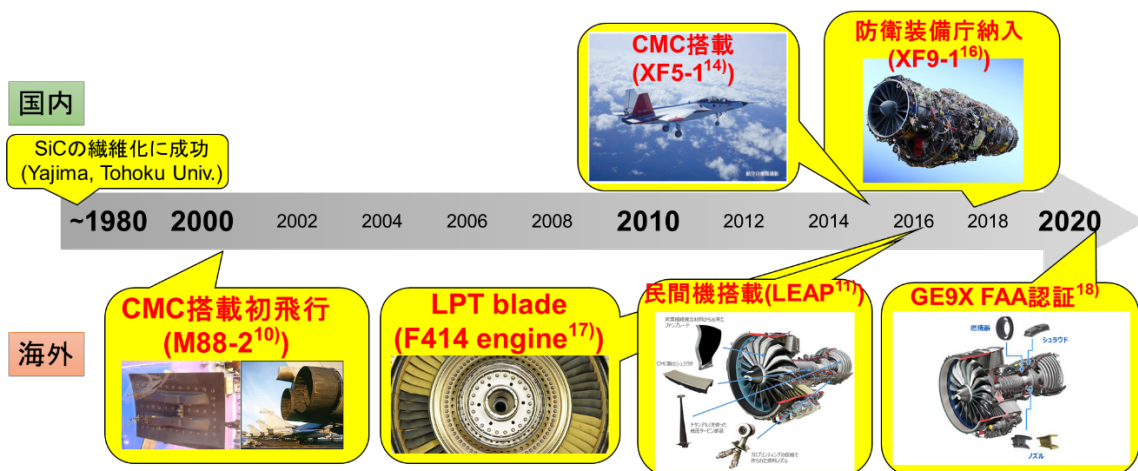


図 5 航空機エンジンへの CMC 適用の歴史

#### 4. おわりに

本稿では CMC の構成要素に関して述べるとともに、航空機エンジンへの適用の歴史を振り返ってきた。日本で 1975 年に開発された SiC 繊維は半世紀の時を経て、戦闘機エンジンから民間航空機エンジンへの適用が始まっている。また、適用部位も静的な部位から動的な部位へと徐々に範囲を広げている段階にある。日本国内においても海外に遅れを取ったものの戦闘機エンジン開発への適用が開始されており、今後は民間航空機エンジンへと参入していくことが期待される。

#### 参考文献等

- 1)Padture NP. Nature Materials. 15 (2016) 804-809.
- 2)岡村 清人、まてりあ、 第 40 卷 第 2 号 (2001) 117-121.
- 3)F. Rebillat et al., Acta material, 48 (2000) 4609-4618.
- 4)Boakye EE et al., Journal of American Ceramic Society, 99[2] (2016) 415-423.
- 5)K. N. Lee et al., Journal of American Ceramic Society, 86[8] (2003) 1299-1306.
- 6)K. N. Lee et al., Journal of European Ceramic Society, 25 (2005) 1705-1715.
- 7)NEDO、非酸化物系セラミックス複合材料の燃焼環境下での耐久性向上研究 成果報告書、(2007)
- 8)SIP 第 1 期課題評価 最終報告書  
<https://www8.cao.go.jp/cstp/gaiyo/sip/siphokoku-2.pdf> (2018)
- 9)D.Zhu et.al., CeramicExpo (2016)  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170000872/downloads/20170000872.pdf>
- 10) M. Chen et al., IOP Conference Series, Materials Science Engineering, 678 (2019) 012043
- 11)GE Reports (2016 年 12 月 7 日) <https://www.gereports.jp/cfm-leap/>
- 12)GE Reports (2020 年 10 月 7 日)  
<https://www.gereports.jp/youve-come-long-way-baby-faa-certifies-worlds-most-powerful-jet-engine/>
- 13)GE Aviation Press Center (2015 年 2 月 10 日)  
<https://www.geaviation.com/press-release/military-engines/ge-successfully-tests-worlds-first-rotating-ceramic-matrix-composite>
- 14)児玉 光司 他、IHI 技報、Vol. 57 No.1 (2017) 39-46
- 15)松本 祐太 他、IHI 技報、Vol. 60 No.2 (2020) 10-15
- 16)株式会社 IHI プレスリリース (2018 年 6 月 29 日)  
[https://www.ihico.jp/ihico/all\\_news/2018/aeroengine\\_space\\_defense/1190437\\_1622.html](https://www.ihico.jp/ihico/all_news/2018/aeroengine_space_defense/1190437_1622.html)
- 17)COMPOSITE TODAY(2015 年 2 月)  
<https://www.compositestoday.com/2015/02/ge-successfully-tests-worlds-first-rotating-cmc-material/>
- 18)GE Reports (2017 年 2 月 1 日) <https://www.gereports.jp/cmc-ge9x/>