

航空機エンジンへの複合材適用の動向と将来

1. 概要

近年、燃料費高騰と CO₂ 削減要求から、民間航空機エンジンに対する低燃費化の要求はいっそう厳しくなっている。民間機に用いられる高バイパス比ターボファンエンジンにおいて、燃費改善の主な手段は、高バイパス比化による推進効率向上と高圧力比化による熱効率向上である。高バイパス比の大口径ファンでは、大型化するファン部品の軽量化が重要であり、CFRP（炭素繊維強化プラスチック）適用による重量削減が進められている。また、高圧力比の高温タービンでは、耐熱温度向上のため CMC（セラミック基複合材料）の適用が黎明期を迎えている。本稿では、高バイパス比大型ファンへの CFRP 適用について、その歴史・開発事例・課題を紹介すると共に、高温タービンへの CMC 適用についても若干言及し、民間航空機エンジンへの複合材適用の概観を試みる。

2. 高バイパスファンへの CFRP 適用の歴史

ターボファンエンジンでは、大口径のファンブレードを用いて高バイパス化することにより、単位推力当たりの燃料消費量を低減できる。しかし、ファンの大口径化は重量増加をもたらす。飛行機全体としての燃費低減効果は相殺されてしまう。ここにファン部品軽量化の意義がある。

ファン大口径化により大型化し重量が増加する部品は、主にファンブレード、ファンケース、及びストラクチャルガイドベーン(Structural Guide Vane, 以下 SGV)の3点である。

(図 1 1) SGV は、ファン後流を整流する空力的静翼と、ファンケースを支持する構造部材としての機能を併せ持つ部品である。これらの部品の最高使用温度は 100℃程度で、樹脂をマトリックス（基材）とした CFRP の守備範囲であるため、従来材料のチタン・アルミ合金の CFRP 代替による軽量化が推進されている。

ファンブレードはターボファンエンジンで最も大きく重い動翼であり、軽量化効果が大きい。以前より CFRP 適用が試みられてきた。1970 年代、RR 社(Rolls Royce)はロッキードトライスター (L1011) 用大型エンジン (RB211 シリーズ) への CFRP ファンブレード適用に挑戦したが、鳥衝撃に耐えられず失敗に終わった。炭素繊維工業生産の黎明期で、炭素繊維及びその周辺技術が未成熟な状態での早すぎた挑戦が失敗の原因と考えられる。同時に、耐衝撃性(靱性)が CFRP ファン部品のアキレス腱であることが明白となり、その後、CFRP 素材メーカーにより靱性向上に向けた種々改善が試みられた。

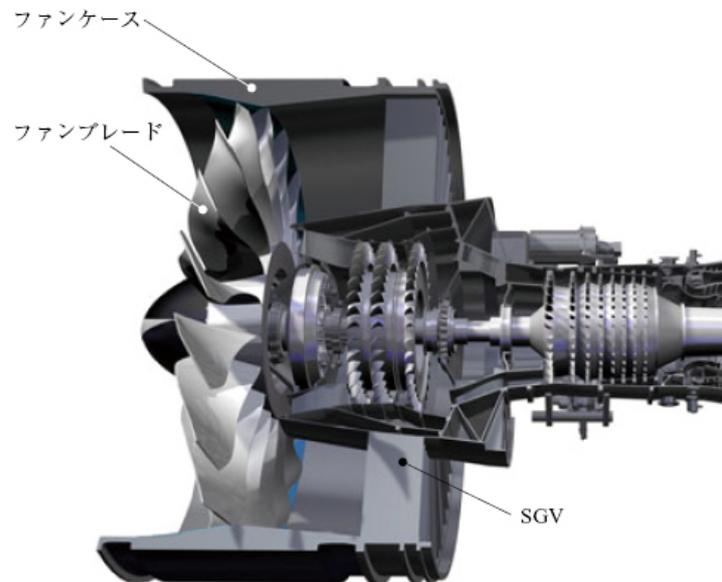
90 年代に入り、GE 社(General Electric)はボーイング 777 用超大型エンジン (GE90) において、世界初の CFRP ファンブレード実用化に成功し、CFRP ファン部品の歴史にエポックを作った。高靱化エポキシ樹脂により靱性を向上した CFRP 素材を使用して、鳥衝撃に耐えることができた。この技術はボーイング 787 用 GENx にも適用され、20 年近く量産が続けられている。このファンブレードは、耐衝撃性の課題は克服したが、1000 枚以上の CFRP 素材シート（プリプレグ）を手作業で積み重ね（積層作業）、オートクレーブで数時間かけて焼き固める製造方法を取っていてコストが高い。CFRP ファン部品の適用を広める上では、製造コストダウンが次なる課題として明らかになった。

GE 社はボーイング 787 用 GENx エンジンにおいて、前述の CFRP ファンブレードに加えて、CFRP ファンケースの実用化にも成功した。ファンケースはエンジンで最も重い部

品であり、CFRP 適用による軽量化効果が大きい。ファン空気流路を形成するダクトとしての機能に加えて、ファンブレード飛散 (FBO, Fan Blade Off) 時にブレード飛散を止める防弾チョッキのような耐衝撃性 (コンテインメント特性, Containment) が要求される。GEnx ファンケースでは、炭素繊維織物を金型上に自動で巻き付け、エポキシ樹脂を含浸して硬化させる製造法 (RTM 成形法, Resin Transfer Molding) を採用し、積層作業を自動化した。耐衝撃性とコスト低減を両立させる第 2 世代の CFRP ファン部品を実用化した点で意義深いものと評価できる。(GE 社の CFRP 部品概要を図 2 に示す。)

現在、次世代単通路機 (エアバス A320neo, ボーイング 737MAX) の実用化に向けて、2 種類の中型エンジン開発が進んでいる。LeapX エンジン (CFMI, GE 社/SNECMA 社) では、3 次元構造織物と RTM 成形法を組み合わせたファンブレードとファンケースを採用している。(図 3³⁾) PW1100G-JM エンジン (IAE, P&W 社 (Pratt & Whitney) / JAEC (一般財団法人日本航空機エンジン協会) / MTU 社) では、変性エポキシ樹脂 CFRP 素材 (プリプレグ) と自動ワインディング成形によるファンケース、及び熱可塑性樹脂 CFRP 素材 (プリプレグ) と自動積層・プレス成形法を用いた SGV を採用した。¹⁾ 両エンジン共、特徴ある CFRP 素材と製造法により、高い耐衝撃性と製造自動化によるコストダウンの両立を目指している。

また、世界的な航空機部品メーカーである GKN 社も RR 社と共同で CFRP ファン部品の開発を進めている。⁴⁾ ここではエポキシ樹脂 CFRP 素材 (プリプレグ) と自動積層を組み合わせた製造法を用いている。



(提供: Pratt & Whitney 社)

図 1 高バイパスファンにおける CFRP 適用部品¹⁾

Composite technology advancement Improved performance and weight reduction



図2 GE社におけるCFRPファンブレード・ファンケースの開発²⁾



図3 LeapX用CFRPファンブレード・ファンケースの開発(SNECMA社)³⁾

3. CFRPファン部品の開発事例：PW1100G-JM ファンケース及びSGV⁴⁾

㈱IHIはJAECの一員として、エアバスA320neoに搭載するPW1100G-JMエンジン用のCFRPファンケース・SGVを開発した。PW1100G-JMは、ギア駆動ターボファン(GTF, Geared Turbo Fan)と呼ばれる新形態の採用により、バイパス比は約12に到達し、世界最高レベルの燃費性能を実現している。大口径ファンへのCFRP適用により、大幅な軽量化を達成した。また、同タイプのCFRPファンケースは三菱MRJ用エンジン(PW1200G)、ボンバルディアC Series用エンジン(PW1500G)にも採用された。本項では、CFRPファン部品の開発事例として、両部品の技術開発概要を紹介する。図4にPW1100G-JM開発エンジン本体、ファンケース及びSGVの写真を示す。

3. 1 開発手法：ビルディングブロックアプローチ

前述のように、CFRPファン部品の課題は耐衝撃性とコストである。SGVには運航中の鳥衝突に耐える高い衝撃強度が求められる。一方、ファンケースはFBO時のコンテナメント確保のため、撃ち込み衝撃に対する高いエネルギー吸収性能が必要である。また、コスト削減のためには、両部品共に積層自動化・硬化時間削減等が求められる。耐衝撃性

とコスト低減の両立には、複雑に関係し合う CFRP 素材・製造プロセス・設計手法の総合的開発が必要となる。航空機用 CFRP 部品では、このような総合開発において材料のクーポン（試験片）試験から実機スケールのコンポーネント試験までを段階的に積み重ねるビルディングブロックアプローチ（BBA, Building Block Approach）の適用が一般的であり、本開発でもこの手法を採用した。ファンケースにおける BBA 構成を図 5 に示す。

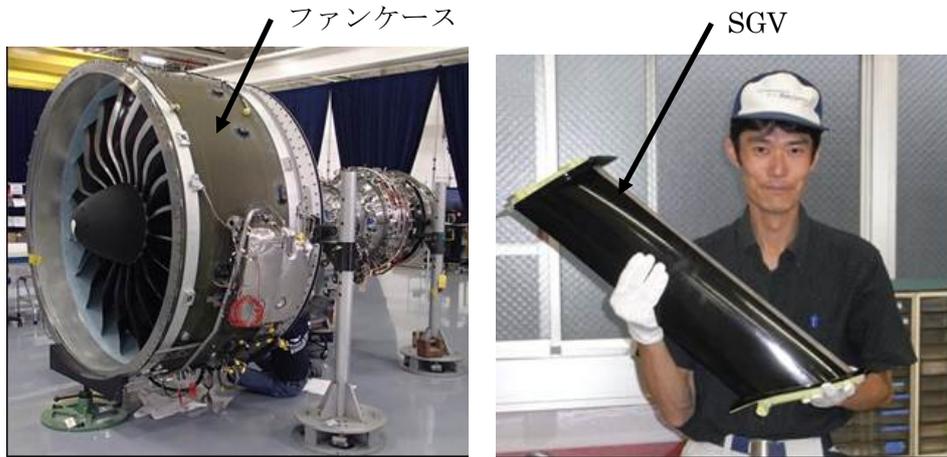


図 4 PW1100-JM 開発エンジン本体(左写真：P&W 社提供)¹⁾、CFRP ファンケース（左）及び SGV（右）

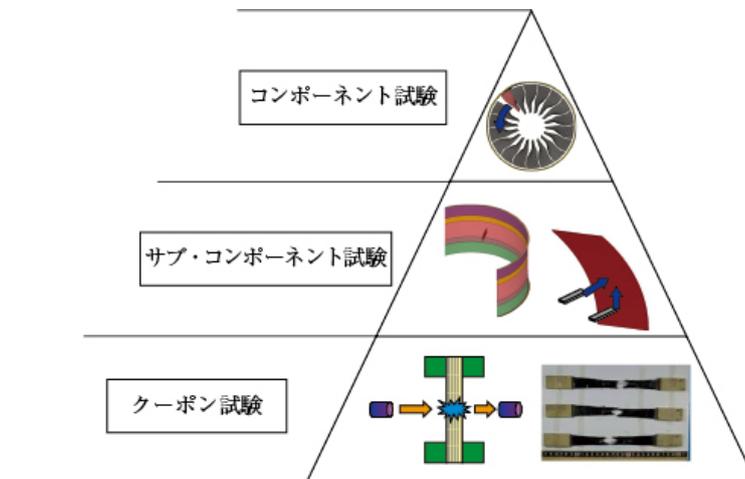


図 5 CFRP ファンケース ビルディングブロック¹⁾

3. 2 CFRP ファンケースの開発

ファンケースには打ち込み衝撃時の吸収エネルギーが大きい変性エポキシ樹脂を用いた CFRP 素材（プリプレグ）と、自動積層が可能なフィラメントワインディング（FW）成形（芯金上にプリプレグを巻き付ける成形法）を採用し、耐衝撃性とコスト低減の両立を実現した。以下に BBA に基づく各ステージの試験結果を示す。

(1) クーポン試験（弾丸衝撃試験）

ファンケースに適した高エネルギー吸収材料を選定するために、小サイズの平板への高

速衝撃試験を行った。候補材料は、3次元織物とRTM成形の組合せ（3D-RTM材）、高靱化エポキシプリプレグのオートクレーブ成形（タフエポキシ材）、改質エポキシ樹脂とFW成形の組合せ（フィラメントワインディング材）である。試験平板の外周を固定し、飛翔体（鋼製円柱）をエアガンで試験板の中央に打ち込んで、飛翔体が試験板を貫通した際の貫通前後の速度から求められる吸収エネルギーにより評価を行った。試験結果を図6に示す。FW3種の内、D2材料ではチタン合金の1.5倍以上の吸収エネルギー値が得られた。他の試験片が衝突部周辺の狭い範囲で変形するのに対し、D2はより広い範囲が大きく変形しており、この差が高い吸収エネルギーに寄与していると考えられる。本試験結果から、ファンケースには、D2樹脂を用いたプリプレグによるFW成形を採用した。

(2) サブ・コンポーネント試験

サブ・コンポーネント試験ではカーブドパネル衝撃試験とハーフリング衝撃試験を実施した。カーブドパネル試験は、実機サイズの1/8円筒形状の供試体にチタン合金平板飛翔体を円筒面内に対して斜めに打ち込む試験で、FBO時に、ファンブレード先端がケース内面に衝突する現象を模擬したものである。飛翔体の挙動とパネルの損傷については衝撃解析も行い、解析的に予測可能であることを確認した。カーブドパネル衝撃試験での飛翔体は重量が数十グラム程度であり実機のファンブレードの重量との差は大きい。そこで、ファンブレードと同レベル重量の飛翔体を、実機サイズ半円筒状のCFRP供試体に打ち込むハーフリング試験を行った。この試験では、飛翔体は円筒面内に対して垂直に打ち込んだ。（図7）

(3) コンポーネント試験（FBO試験）

ビルディングブロックの最終段階として、FBO試験を行った。前段階までの各種試験結果により設計された実機サイズファンケースに、チタン合金製ファンブレードを実機と同様に組み込み、回転するブレードの1枚のダブテール部（固定部）を火薬によって解放し、ファンケースがブレード飛散を閉じ込める（コンティンする）ことを実証する。図8にファンブレードが解放された直後の写真を示す。FBO試験の結果、ファンケースに損傷は見られるものの、ファンブレードはコンティンされ、設計の妥当性が示された。

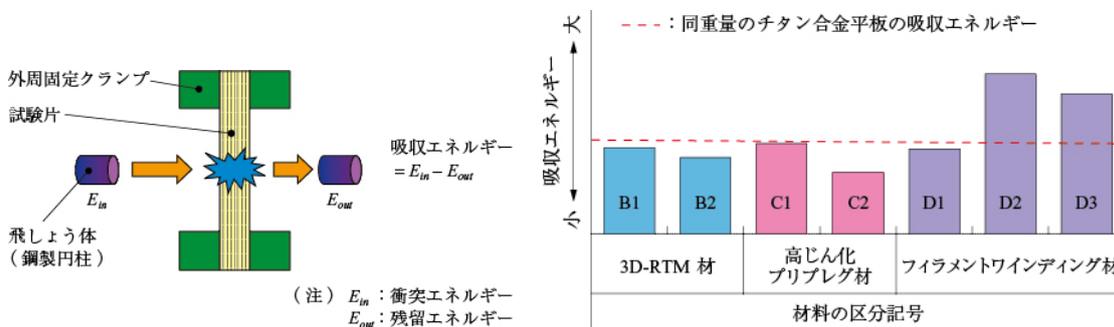


図6 CFRP ファンケース 弾丸衝撃試験結果¹⁾

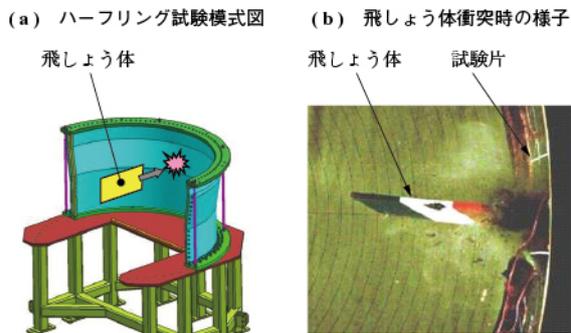


図 7 CFRP ファンケース ハーフリング試験⁽¹⁾



図 8 CFRP ファンケース FBO 試験¹⁾

3. 3 CFRP SGV (Structural Guide Vane) の開発

SGV には靱性が高く硬化時間の短い熱可塑性樹脂を用いた CFRP 素材(プリプレグ)と、ロボットによる自動積層、及び高速プレス成形を採用し、耐衝撃性とコスト低減の両立を図った。以下に各ステージの試験結果を示す。

(1) クーポン試験 (ゼラチン衝撃試験)

SGV に適した耐衝撃性の高い材料を開発するために、平板へのゼラチン高速衝撃試験を行った。翼を模擬した平板試験片に対して、鳥を模擬したゼラチン球をエアガンにて試験片中央に打ち込むものである。衝撃により試験片端部が波打つように変形し、損傷モードは主に層間剥離となる。衝突エネルギーに対する層間剥離面積によって評価を行った。試験の結果を図 9 に示す。耐衝撃複合材料として実績のある高靱性エポキシプリプレグ(E 材)および市販の熱可塑性樹脂プリプレグ(F 材)に対して、繊維樹脂界面を改善した改良型熱可塑性樹脂プリプレグ(C 材)は、より少ない層間剥離損傷を示した。本試験の結果から、SGV には C 材を用いたプレス成形を採用した。

(2) サブ・コンポーネント試験 (単翼試験、図 10)

実機サイズ SGV を供試体とし、供試体の一端を固定し他端にエンジン運転時の荷重をかける単翼強度試験を実施した。通常運航時の繰り返し荷重、FBO 時の最大荷重の両条件ともに変形・損傷は許容内に収まり、健全性が確認できた。強度試験と同様な実機サイズ SGV を供試体とし、2.5 ポンド鳥衝突を模擬したゼラチン衝撃試験を実施した。試験後の供試体は外観・非破壊検査ともに損傷は確認されず、SGV の耐衝撃性が確認できた。

(3) コンポーネント試験 (フルリング試験)

エンジン 1 台分の実機サイズ SGV を、ファンケースやファンフレームを模擬した治具に組付け、アクチュエーターを用いてエンジン運転時の荷重をかけるフルリング試験を実施した。(図 11) 試験条件は FBO 時に SGV にかかる最大荷重(FBO 試験)および FBO 後に空港に帰還するまでの間の振動による繰り返し荷重(Fly Home 試験)、の 2 条件とした。両試験とも試験完了まで供試体が剛性を維持できており、健全性を実証できた。

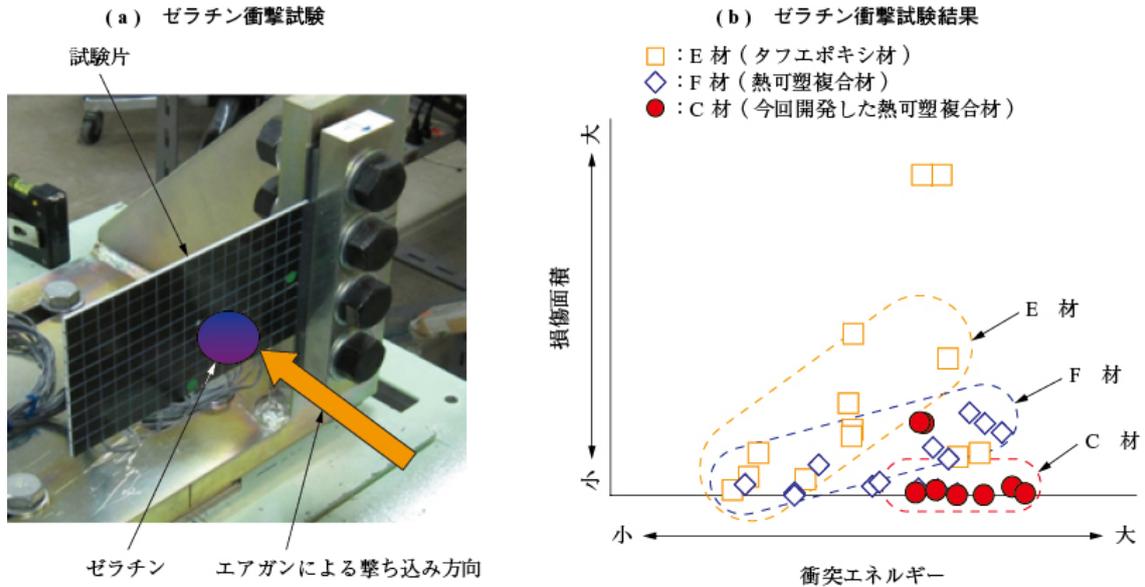


図 9 CFRP SGV ゼラチン衝撃試験 1)

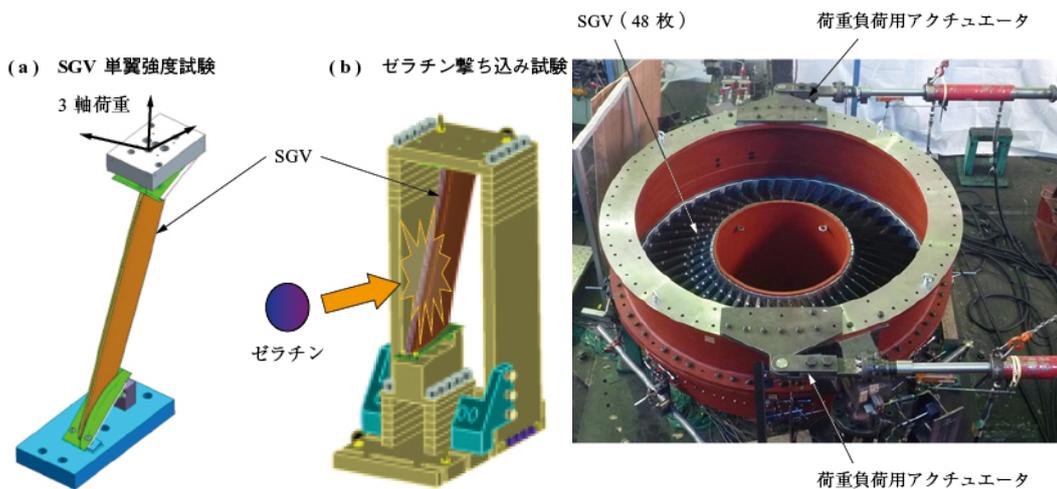


図 10 CFRP SGV サブコンポーネント試験 1) 図 11 CFRP SGV フルリング試験 1)

4. CFRP ファン部品の展開と課題： 材料と製造プロセス

前項までに紹介した CFRP ファン部品のメーカーと材料・製造プロセスを図 12 にまとめる。2000 年代に入って、主要な全てのエンジンメーカーで開発が進められており、CFRP ファン部品は本格的展開期を迎えた。また、手作業積層を用いた第 1 世代の GE90 ファンブレードから、自動積層の第 2 世代に移行して、耐衝撃性とコストダウンの両立が図られている。第 2 世代 CFRP の材料と製造プロセスには 3 方法が並立している。この 3 方式は、航空エンジンに限らず、航空機機体、一般産業用の CFRP 部品において、低コスト CFRP の製造手法として認知されている。各方式の特徴を以下にまとめる。

- (1) エポキシ PP (プリプレグ) + 自動積層： 従来からあるエポキシプリプレグ + 手動積層の手作業部分を自動化した方法。素材構成・構造は実績ある従来品と変わらないので、材料物性・設計・品質保証上のリスクが少ない。しかし、自動積層速度向上は難しく、硬化時間も数時間かかるので、コストダウン効果は限定的である。

- (2) 3D 織物+RTM： 製品形状の炭素繊維織物にエポキシ樹脂を浸み込ませて硬化する製造法。中間素材であるプリプレグを作らず、織物は自動化できるので、コストダウン効果は高い。また板厚方向に繊維を配置できるので、層間靱性強化も可能である。しかし、含浸不足の検出が困難、繊維屈曲により物性が低下、といった品質保証・物性的な弱点がある。また硬化時間は数時間で、従来法と変わらない。
- (3) 熱可塑性樹脂 PP+自動積層： エポキシの代わりに熱可塑性樹脂をマトリックスとしたプリプレグを用いる方法。樹脂自身の靱性が高く、耐衝撃性は高い。硬化時間は分単位で、高速成形によるコスト低減効果が大きい。プリプレグを用いるので物性・品質保証的な問題も少ない。しかし硬化処理温度が高く、成形装置が高価となり、特に大型品の成形は難しい。

上記のように低コスト3方式はそれぞれに利点と弱点があつて、現状、オールマイティな方法は無い。今後、各方式が技術を高めて覇を争うだろうが、一つのデファクトスタンダードに収束するよりは、部品の形状、要求特性、生産量によって棲み分けていくように思われる。いずれも創生期の技術であり、物性（耐衝撃性）とコストの高レベルでの両立を目指して、たゆまぬ技術開発を進めないと、競争から脱落するであろう。

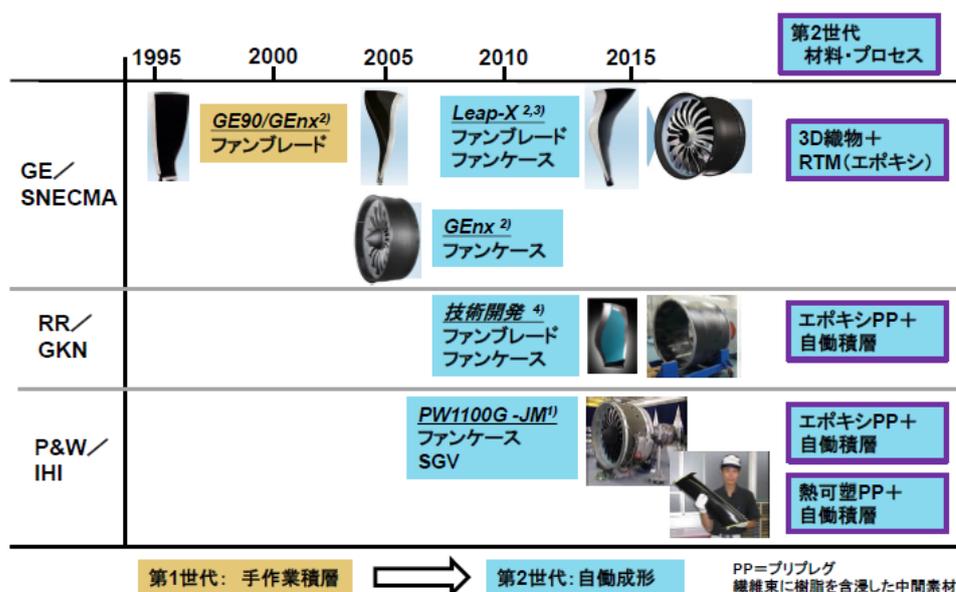


図 12 CFRP ファン部品：メーカー、材料・プロセス

5. 高温タービン部品への CMC 適用

高バイパス比化と並ぶ燃費低減方法が高圧力比化・高温化による熱効率向上である。最新エンジンの総圧力比は 50 に到達しており、今後、60 前後まで増加すると言われている。このような高圧力比エンジンでは、耐熱合金を超えた材料を用いないと、冷却空気量増加により燃費低減効果が相殺されてしまう。次世代耐熱材料として CMC が期待されている。

SiC（炭化ケイ素）などのファインセラミックスは、軽量で耐熱性が高いが、単体（monolithic）では、靱性が低く“脆い”ためタービン部品適用は困難である。高強度なセラミックス繊維との複合材料化により、靱性の大幅改善が得られ、構造材料として適用可能性が出てくる。従来より、SiC 繊維と SiC マトリックスを用いた SiC/SiC CMC のタ

ービン部品基礎開発が進められている。図 13 に、IHI における SiC/SiC タービン部品の開発例を示す。⁵⁾

CMC では、3 次元形状の強化繊維織物に、高温炉内で原料ガスを流してセラミックスを成長させる、CVI (Chemical Vapor Infiltration, 気相含浸) と呼ぶ製造法が一般的である。本処理には長時間が必要で、コスト上の障害となっている。成長速度を増大する方法として固相、液相での含浸が試みられているが、CVI と同程度の強度を持つマトリックス生成は難しいようである。また、高温環境下での繊維酸化を防ぐインターフェースコーティングの形成が、もう一つの課題として挙げられている。CMC タービン部品実用化に向けては、これらセラミックス製造課題の克服が必要である。

GE 社は、次期広胴型旅客機ボーイング 777X に搭載する GE9X エンジンの燃焼器、タービン部品への CMC 採用を発表した。⁶⁾ まだ黎明期と考える技術への果敢な挑戦である。この GE 社の挑戦が、長年基礎開発に終始してきた CMC 業界に刺激を与え、市場の広がりにつながるものと思われる。(図 14 に GE 社 CMC の開発状況を示す。²⁾)



図 13 IHI における CMC タービン部品開発例 (左：静翼、右：動翼) ⁵⁾

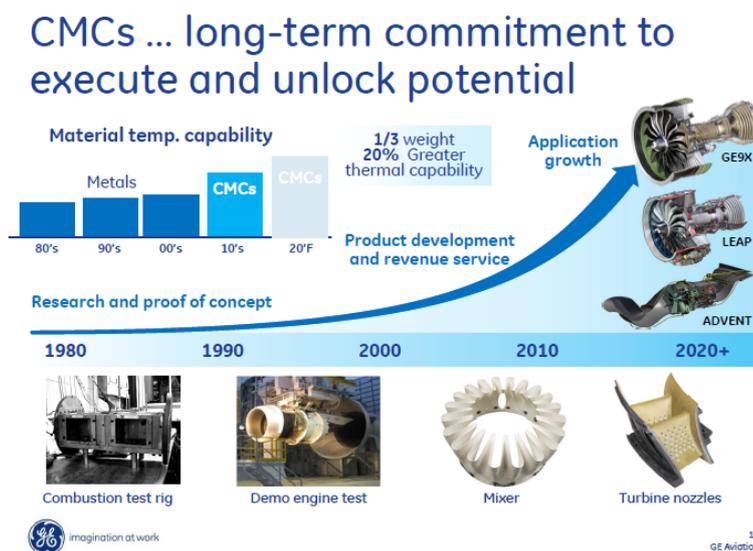


図 14 GE 社における CMC タービン部品開発 ²⁾

6. まとめ

高バイパスファンへの CFRP 適用、高温タービンへの CMC 適用は広がっており、“飛行機のエンジンは炭と瀬戸物で作る”時代が、遠からず到来すると思われる。我が国は、CFRP 用炭素繊維の 70%、CMC 用 SiC 繊維のほぼ 100%のシェアを持つ先進繊維大国で

あるが、複合材料実用化のスタートではいささか出遅れたと言わざるを得ない。しかし、第2世代の低コスト CFRP ファン部品、及び CMC タービン部品は、これから本格的に広がる市場である。日本の技術はこの創出市場にシェアを取れるポジションにあり、この地位を確保するには、衆知を集めた出口の明確な産官学連携研究開発が必要と考える。関係各位のご理解とご協力を願うものである。

なお、本報では CFRP・CMC 本体の材料・製造プロセスに関する課題を中心に紹介した。本体製造後の後加工（機械加工、結合、コーティング、検査等）、及び構造設計（応力・損傷解析、物性試験、データベース構築等）にも解決すべき多くの課題があるが、紙面の関係で省略したことをお許し願いたい。

参考文献

- 1) 村上, 盛田, 及川 : IHI 技報, Vol.53, No.4, 2013, pp63-67
- 2) H. Scheugenpflug : ISABE 2013, Sept., 2013, Invited Lecture,
http://www.isabe2013.com/sub/sub02_01.asp
- 3) M. Mecham : Aviation Week & Space Technology, July 9, 2012, pp74-76
- 4) GKN 社ウェブサイト :
<http://www.gkn.com/aerospace/media/resources/Presentations/>
- 5) 中村, 岡, 今成, 篠原, 石崎 : IHI 技報, Vol.53, No.4, 2013, pp34-37
- 6) GE 社ウェブサイト :
<http://www.geaviation.com/newengine/overview.html>