

複合材の航空機適用への課題と国際競争力強化

1. はじめに

航空宇宙分野では、航空機・人工衛星などの構造の軽量化のため、先進複合材料、特に炭素繊維強化プラスチック複合材（CFRP）の適用は年を追うごとに拡大し、最近では、CFRP なくしては機体の成立性がない場合が増加している。本稿では、まず、主に航空機への CFRP の応用の推移を簡単に展望するとともに、最近の大きな話題となっている新開発航空機構造への CFRP の適用状況を概説する。次に、それらの適用事例から見えてきた CFRP 適用の課題を抽出するとともに、それを克服する方策について論じて、今後の複合材分野における我が国の国際競争力強化の方向を探ることとする。

2. 航空機構造への CFRP 適用の歴史と現状

構造の軽量化は、空を飛ぶ機械である航空機にとって永遠の課題で、誕生以来、軽量・高強度、すなわち比強度の高い材料の適用が追求されてきた。航空機誕生直後の 1910 年頃には木、布、ワイヤなどが主な構造材であったが、1930 年代初期からアルミニウム合金が使用され始め、直近まで材料の主流を占めている。第二次大戦後、アルミニウムの代用として一部にガラス繊維強化複合材（GFRP）が使用され始めたが、比強度は高いけれども比剛性（ヤング率/比重）が劣り、フラップ、舵構造材などの 2 次構造材として、主にハニカムサンドイッチ構造の形で使用されてきた。

1960 年代後半からは、新しい繊維の開発に触発されて、プラスチックを基材とした比強度、比剛性の高い先進複合材料（Advanced Composites）が開発されて、軍用機を中心に、従来の金属材料に置き換える形の試作研究がアメリカを中心にヨーロッパや日本でも行われた。このような流れの中で、優れた比強度を持つ炭素繊維が出現し、これを強化材とする CFRP が誕生すると、これを航空機構造へ適用する動きは徐々に拡大を続け、最近では一挙に加速されている。この、先進複合材（ほとんど CFRP）の航空機機体構造に占める重量割合の変遷をプロットしたものを図 1 に示す。CFRP が最初に軍用機に適用され、大幅な適用は常に軍用機がリードしてきたこと、民間機ではエアバス社が常に先行してきたこと、21 世紀に入って開発がアナウンスされた民間機では先進複合材の使用比率が急増していること、がわかる。

以下に、この航空機への先進複合材適用の歴史の中で、我が国での技術動向に関するいくつか重要な事例を述べる。まず、我が国で初めて CFRP を用いた航空機構造を設計評価した事例として、旧航空宇宙技術研究所（NAL）の STOL 実験機「飛鳥」の尾翼を想定した模型開発がある。この最終強度試験（翼端からの下向き曲げ）時の写真を図 2 に示す。この模型は特徴あるサインウェブ桁（サイン波形状に曲がった桁）を用いており、設計時に、この特性が良く理解されていなかったため、局部座屈誘導の早期破壊を生じたという痛い教訓を得ている。実際の「飛鳥」には、CFRP 尾翼は搭載されなかったが、この CFRP 模型の設計製造技術は、以下に述べる F-2 の主翼設計製造技術の根幹をなし、787 の複合材主翼の底流ともなった。次の事例として、我が国で初めて主翼を CFRP 化した戦闘機 F-2 の全機と主翼の写真を図 3 に示す。CFRP の適用比率は約 18% である。

この二つの技術基盤を踏まえて、三菱重工業㈱（MHI）は、ボーイング社の次代を担う高効率旅客機 787 の主翼製造の分担を勝ち取ることに成功した。本機の最大特徴は、主翼

と胴体の全てを CFRP 化して、構造重量の 50%もの CFRP を使用することである。開発が遅れていたが、やっと完了し、つい最近我が国で運航を開始した。787 における CFRP 等の複合材料の構造への適用計画と、材料構成比などを図 4 に示す。この主翼の成型中の写真と、補強材の中央翼への取付け付近の構造を図 5 に示す。この 787 のライバルであるエアバス社の A350XWB 機も、我が国の動向とは関係はないが、次節の記述に関係してくるので、ごく簡単に述べておく。両機の機体規模はよく似ており、A350 の CFRP 適用率は 53%と発表されている。やはり、主翼・胴体・尾翼などの主要構造が CFRP 化されている。こちらも開発の遅れが発表されている。

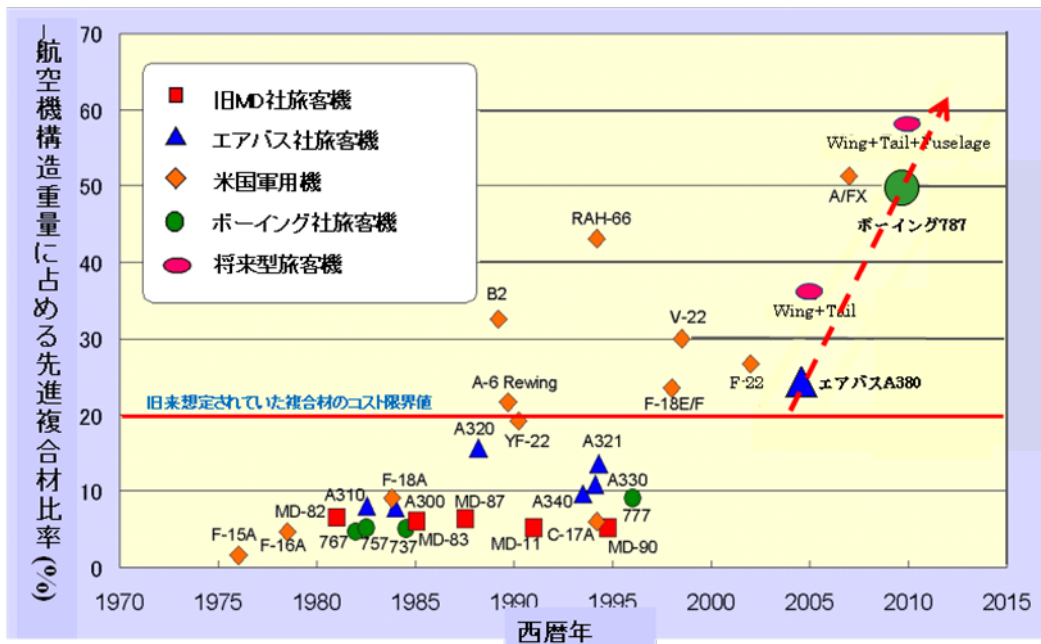


図1 航空機構造重量に占める先進複合材比率の変遷¹⁾

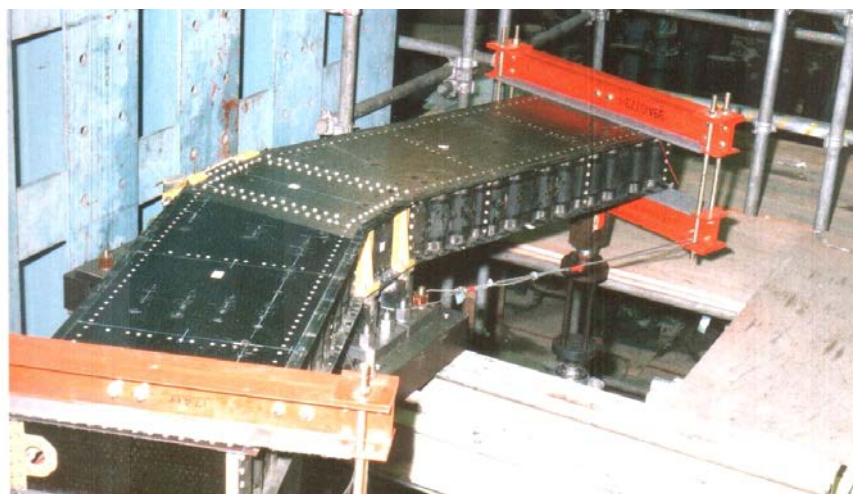


図2 STOL 実験機「飛鳥」尾翼を想定した旧 NAL の CFRP 尾翼模型



図3 我が国で初めての CFRP の主翼適用事例である F-2 戦闘機²⁾

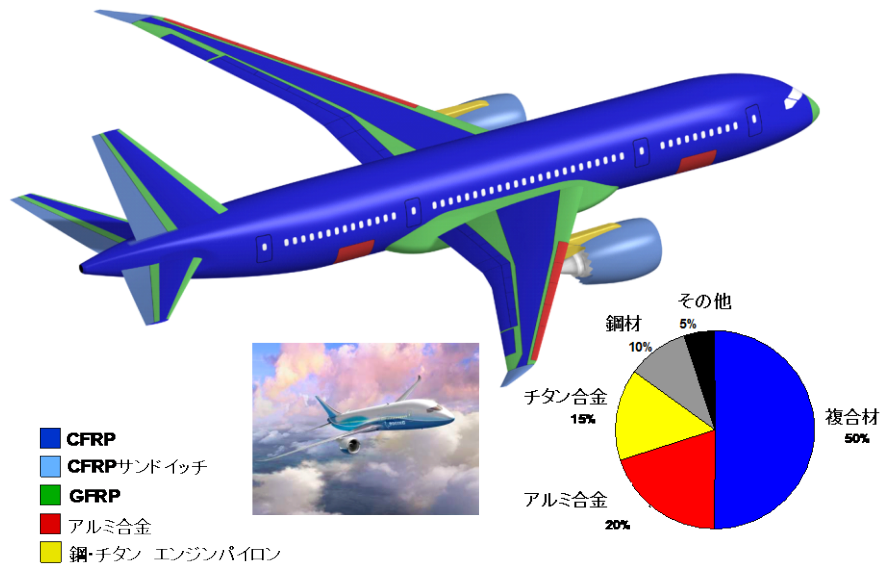


図4 787 の機体構造に対する材料適用の分布³⁾



図5 787 の主翼外板の製造中の写真と、補強材の中央翼への継手部

3. 787の主要構造の大規模CFRP化で認識された課題

上に言及した二つの機体適用事例でまず認識された第一の課題は、高コストである。CFRP構造の高コスト要因はいくつかあるが、まず最初には素材のコストが挙げられる。787用には、CFRP製造用中間素材であるプリプレグ（炭素繊維の束に予め樹脂を含浸させたもの）として、熱可塑樹脂粒子添加による高靱性CFRPプリプレグが使用されているが、これは、性能は良いがかなり高価なものとなっている。ボーイング/MHIの場合、東レ(株)からの大量購入で、価格を通常よりかなり下げてはいるものの、高コストの要因の一角をなしている。次の要因は、雌型にレイアップしたプリプレグを焼き固めるためのオートクレーブ（一例を図6に示す:787用ではない）のコストである。787級の機体の主翼外板全体を成形できるためのオートクレーブのサイズは巨大であり、しかも均一な温度分布を得るための複雑なデバイスが付加されていなければならず、非常に高価な設備となる。一説には、数百億円に達するという推測もある。その次は、成形に要する加工工数である。CFRP構造の場合、できるだけ一体成型を多用して、組立工数を削減する努力は行われているが、補強材製造・耐雷対策のデバイス装着など、新たに発生する要因もあり、加工工数低減は喫緊の課題である。

最後の高コスト関連課題としては、成形型のコスト問題がある。787等では、CFRPの低熱膨張係数と適合させるために、スーパーインバー合金で製造した主翼あるいは胴体の型の使用が要求されているが、この型のコストも無視できない要因の一つである。一つの解決策として、熱膨張係数の上からは非常に適合性の高い、耐熱型のCF/ビスマレイミド樹脂等（CF: Carbon Fiber）を使用した型の利用も模索されているが、翼本体のCFRPを構成するエポキシ樹脂とのガラス転移点温度(Tg)の差が小さく、型の使用可能回数が数十回のオーダーになるという説もあり、それではコスト的な有利性が失われるという根本的欠点がある。

第二の課題は、大荷重を受けるCFRP構造の設計・評価技術が金属構造ほどに成熟していないことである。787においては、開発の比較的初期に起きた、図5右に示す主翼補強構造と中央翼との結合部の強度試験時の早期損傷について、地元メディアに大きく報道³⁾されるところとなった。この概略の説明を図7右に示す。メディアの報道なので、正確を欠くところが多いと想像されるが、少し解説するとすれば、補強材の軸力伝達部の設計が適当でなく、補強材フランジに応力集中が発生したために早期破壊が生起されたので、補強材ウェブを切り欠いて剛性を調節するとともに、ファスナの数を増やして、応力集中を緩和するという説明である。この周辺のチタン補強金具を相当に強化したので、軽量化率が大きく低下したとのことである。ボーイング社の実力を以てすれば、この程度の予測は可能であると想像するが、もしこれが事実であるなら、非常に設計歪みの大きいCFRP構造の強度設計を甘く見ていたとの誹りを受けよう。また、別の情報筋の話として、主翼ルート部の開発時の強度評価を縮小模型で行って、それは成功したので実物大試験を行ったところ、早期破壊が生じたとの説がある。いずれにせよ正式発表ではないので、真偽は定かではないが、もし事実とすれば、厚肉のCFRP構造の圧縮部に特有の寸法効果について、十分な認識がなかったことが伺われる。これらの背景には、非常な大荷重を受ける厚肉のCFRP構造の圧縮部の最終破壊を予測するソフトウェアの能力不足があると考えられる。一般に、これらのソフトでは、損傷力学のパラメタが組込めるようになっているが、

やっかいなのは、そのパラメタ自身に寸法依存性があると考えられることである。結局、解決策としては、できるだけ早期に、実機大の構造模型の強度試験を行うことが求められ、これもコスト高の要因となる。研究を行う側の努力としては、強度予測ソフトウェアの能力向上を追求していくことが求められるが、大規模試験によりソフトの能力を証明していく必要があり、実施は容易ではない。参考までに、図7右の機体全体での位置を示す図7左には、日本企業の分担部位も示してある。上記の問題に関連する CFRP 構造に不可避の高コスト要因として、型式証明に必要な試験をすべて実験によって行っていく、いわゆる **Building Block Approach: BBA** の本質的な問題点がある。図8に現在行なわれている BBA の概念の説明を示すとともに、次節に述べる、その改善提案の一例を記述する。現在の BBA に基づく型式証明プロセスでは、理論上では解析証明も可とはされているものの、上に述べた事情によって、事実上はほぼすべて実験証明に頼っているのが現状である。

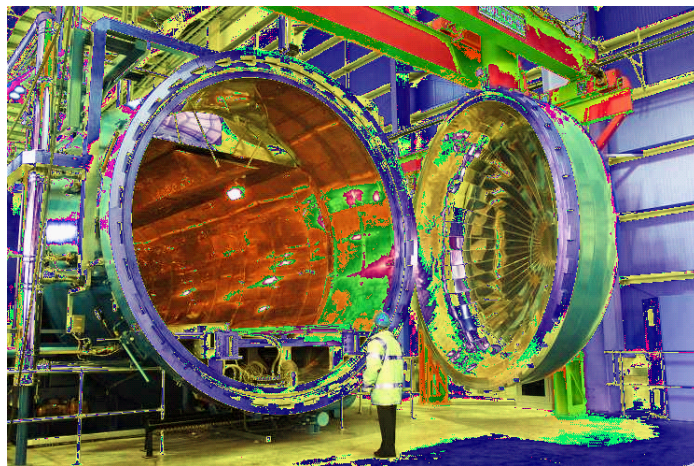


図6 大型の CFRP 構造成形用オートクレーブの例(787 用ではない)

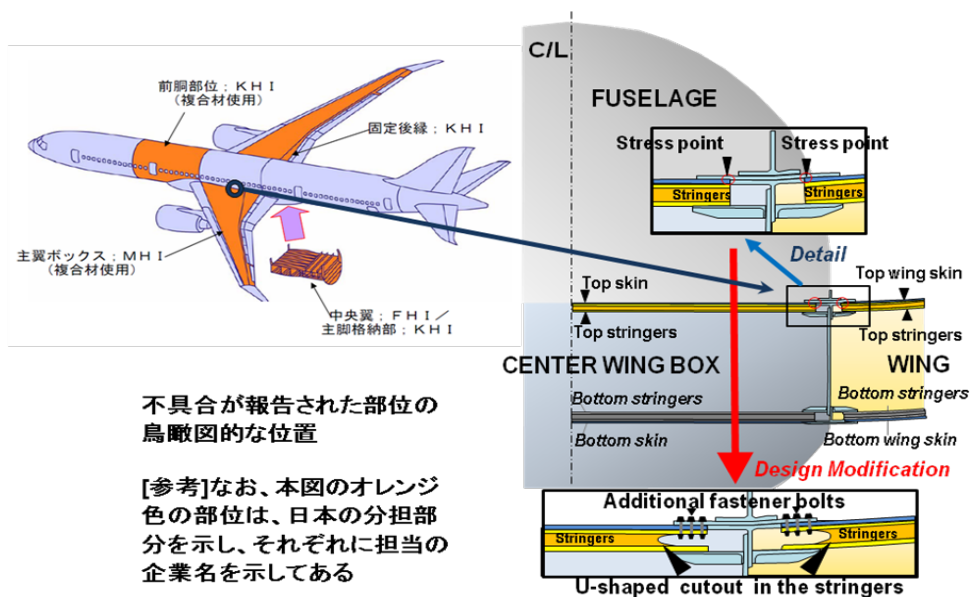
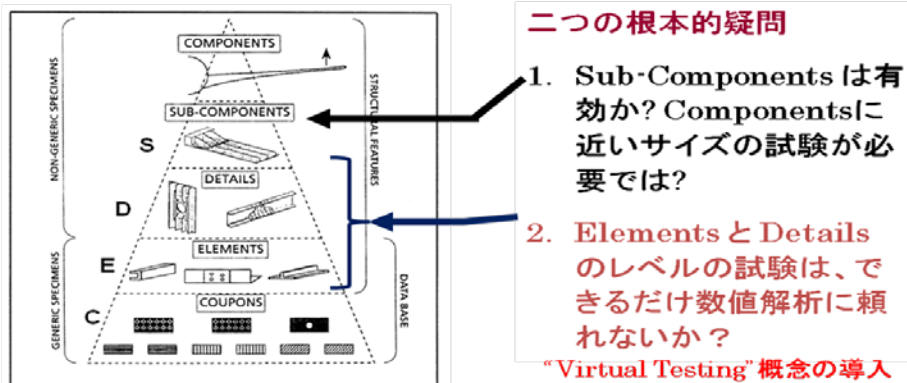


図7 ボーイング社の地元メディアに掲載された 787 主翼継手構造の不具合

**現在確立している複合材航空機構造の型式証明手順
Building Block Approach (BBA)**



二つの根本的疑問

1. Sub-Components は有効か? Components に近いサイズの試験が必要では?
2. Elements と Details のレベルの試験は、できるだけ数値解析に頼れないか?

“Virtual Testing” 概念の導入

図8 Building Block Approach の概念とそれに対する疑問・改善提案

4. 大規模・大荷重負荷 CFRP 構造に課せられた課題の解決と国際競争力強化

4. 1 素材・成形法に関する課題の解決法

前節に指摘された課題解決のための対策を考えられる範囲で列举する。まず、現行の高靱性プリプレグを使用してオートクレーブ成形するという、787 レベルで確立された手法の高コスト体質の改善としては、液相樹脂注入により低コストの CFRP 構造を成形する技術が有望である。樹脂注入方法としては、完全な金型へ強化体を詰めて樹脂を注入する RTM (Resin Transfer Molding) 法、片側を型とし、反対面をバッグで覆って真空圧により強化体を押しえながら樹脂を注入する VaRTM (Vacuum Assisted RTM) 法などがある。このうち、VaRTM の工程の説明を図9に示す。このような液相注入に用いる樹脂は、できるだけ粘度の低いものが適しているが、同時に、高靱性の確保のために、ある程度大きな破断伸びを有することが求められる。これは、高分子にとっては相当に困難な二律背反要求であり、樹脂あるいは強化体での工夫が必要である。もう一つの壁は、現在の VaRTM 法で成形できる板厚には限度があり、旅客機の主翼のレベルの荷重を受ける構造の製造は困難である。そうすると、主翼程度の厚さを持ち、787 主翼よりも大面積の構造を成形するには、前節にも少し触れたように、脱オートクレーブ方式 (OoA : Out of Autoclave) プリプレグの採用が唯一の方策となる可能性がある。ただ、現在市場で入手可能な OoA プリプレグは、破壊靱性・強度特性の点で、現在の主翼グレードの CFRP 構造の要求を満足しておらず、低コストと良好な成形性を兼ね備える OoA プリプレグの開発が求められる。このような素材に開発した企業は、中期的な航空機用 CFRP の素材の分野では、圧倒的な市場競争力を入手することが想定される。

少し異なる視点からは、現在のスーパーインバー合金の型からの脱却を目指す耐熱樹脂使用の CFRP 型の開発も有望であろう。型の寿命を長くするために必要な、エポキシ樹脂との最適なガラス転移点温度(Tg)の差をまず決定して、それを満足する中で最も安価な樹脂系を開発あるいは選択することが必要である。使用可能回数 10³ 回台の CFRP 型の出現は、あまり気づかれませんが、一つのキー技術であろう。

4. 2 設計あるいは解析に関連する課題の解決と国際競争力強化

787の主翼開発で得られた教訓の一つとして、基本設計を金属材料製航空機で確立された、いわゆる Tube & Wing 方式を踏襲した上で、金属の構造様式をほぼ維持して、材料のみを CFRP に置き換える思想 (Black Metal) からの脱却が提唱されている。その一つの極限が魚のエイの体を模したような Blended Wing Body (BWB) コンセプト(図 10 参照)である。ただ、商用旅客機がこの形に変化するには、まだ相当の時間がかかると見られており、中期的には、Tube & Wing 方式を維持しつつも、CFRP 構造に適した構造・強度設計を行った機体が登場するものと観測している。その具体的な手法については、JAXA も研究を開始したところであり、まだ具体的な成案があるわけではないが、一つの有望な方向であることには疑いが無い。このような設計思想を確立した航空機メーカーが国際競争力を獲得するのは必然であり、JAXA は、それが日本のメーカーであることを願って、研究を前進させようとしている。

もう一つの教訓として、前節に記述したように、大荷重の作用する翼構造の、特に圧縮側での強度予測の困難なことの解決を挙げることができる。その帰結として、チタンの補強金具などの最小化が実現できれば、重量軽減にも多大な効果があろう。キーポイントは、現有のソフトの理論的改善と適切な損傷パラメタの同定、それに寸法効果の適切な取り込みであると推定される。ただ、この研究の実行は容易ではなく、研究の進め方そのものにも大いなる工夫を要する。これに関連して、前節に説明したように、BBA 中の Element と Detail、極言すれば中途半端な部位を対象とした試験を廃止する根拠を確立し、実際に廃止して、可能な限り数値解析に置き換えていくことによる開発コスト低減努力も必要である。このためにも本格的な基礎研究が必要であり、その実施は研究機関の責務であると考える。

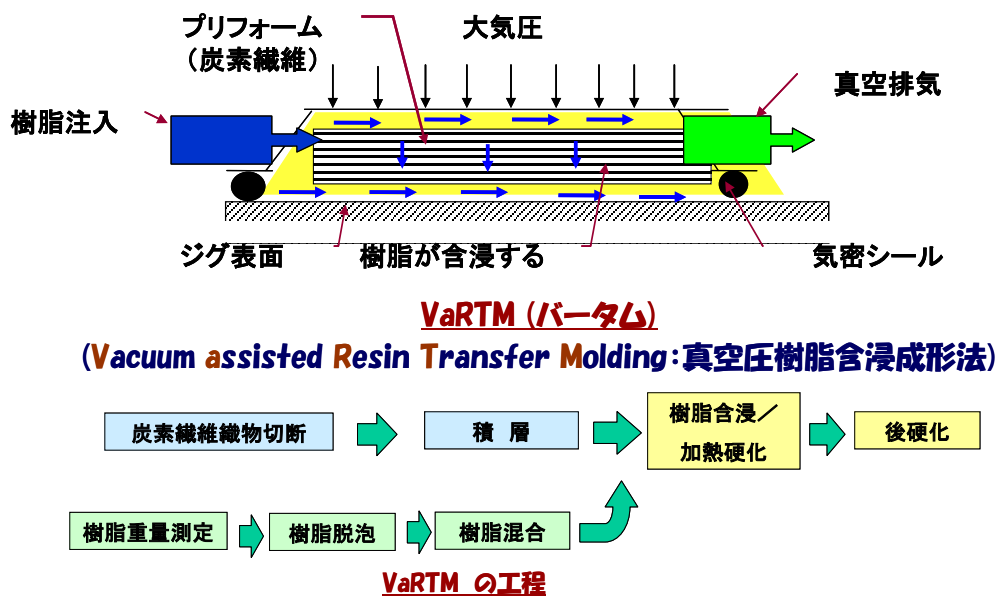


図9 代表的低コスト複合材構造技術である VaRTM 技術の工程の説明⁴⁾



図 1 0 NASA-Boeing で研究中の Blended Wing Body コンセプト研究機⁵⁾

5. まとめ

CFRP の持つ優れた軽量化能力のため、航空宇宙分野での CFRP の応用が急速に拡大していることを展望し、我が国の企業が 787 の主翼製造分担が可能になった簡単な経緯を説明した。次に、787 主翼のような大規模・大荷重負担 CFRP 構造の開発で認識された問題点に焦点を当てて説明した。主な課題は、素材・設備の高コストと、設計・評価技術の未成熟による軽量化率の低下である。具体的には、現存の強度解析ソフトを徹底的に改良して、実験と比較を行い、最終強度予測の精度を上げることが必要である。その一環として、現行の BBA の見直しを行い、一部のステップを数値解析で置換するとともに、Sub-Component レベルについては、実物大での試験を実施することが望まれる。さらに踏み込んで言えば、空気力学と複合材構造力学を組み合わせた多分野統合最適設計を用いて、複合材構造に適した機体概念の設計方法まで確立することが理想的である。このような努力を怠ると、一部のアルミ素材会社が喧伝するように、折角 Black への道を歩んだ航空機構造が、Silver に引き返す道を辿ることにもなりかねないと危惧している。

参考文献

- 1) 邊吾一、石川隆司: 先進複合材料工学、培風館、2005.3, pp.169-174.
- 2) M. Kageyama: Proceedings of 13th International Conference on Composite Materials, 2001.7, CD-ROM.
- 3) Dominic Gates: "Boeing 787 wing flaw extends inside plane", The Seattle Times (news paper), July 30, 2009
- 4) 平野義鎮: 新版 複合材料・技術総覧、第 2 章、第 1 節、(株)産業技術サービスセンター、2011.6, pp.75-89.
- 5) NASA Website:

<http://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/X-48B/>