

特 別 賞

CFRP航空機部材向け革新成形技術
A-VaRTMの開発

東レ株式会社

小谷 浩司 山本 晃之助 篠田 知行 鈴木 保
浅原 信雄 関戸 俊英 須賀 康雄 河内 真二
田中 剛 釜江 俊也 堀部 郁夫 和田原 英輔
吉岡 健一 大背戸 浩樹 北野 彰彦

1. 緒言

航空機部材に CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics / 炭素繊維強化プラスチック) 材料が用いられたのは、1970年代後半に Boeing737 や 767 の二次構造材に適用されたのが初めてである。その後 1990年代に入って Airbus320 や Boeing777 の一次構造材に適用され、その実績が認められて昨年秋に就航された Boeing787 の機体に全重量の約半分もの CFRP が適用された。その軽量効果によって、約 20% の燃費改善に伴い、有害な排ガスの CO₂ を約 20%、NO_x を約 15% 削減出来たことから CFRP 材料は地球環境問題に大きな改善効果をなすことが実証された。今後も航空機材料として CFRP は重要な材料であり、益々適用されていくことは容易に推察される。

航空機部材用材料として CFRP を日本から世界へ拡大展開して行くためには、諸外国の航空機メーカーより高品質且つ低コストで製造可能な材料や成形方法を開発し、提供することが今後の重要な課題で有る。これまでの航空機部材用 CFRP の材料や製造方法は、図 1(a) に示すように、一般的に炭素繊維とエポキシ樹脂を混合した中間基材(プリプレグ)を、オートクレーブを用いて高温・高圧下で成形する方法である。

今後、次期大型旅客機用 CFRP 材料に対して、諸外国と品質、コスト面での競争に打ち勝っていくためには、前記プリプレグ/オートクレーブ成形法よりも少なくとも同一品質を保持しつつ、より低コストの新規な成形方法の開発が必要であり、日本の航空機産業にとっても重要な開発課題である。

低コスト化が期待出来る新規成形方法として、前記現行方法で用いられるオートクレーブのような高価な設備が不要でコストパフォーマンスに優れた VaRTM (Vacuum assisted Resin Transfer Molding / 真空補助樹脂注入成形) 方法が考えられる。図 1(b) に、この VaRTM 方法の従来方法を示す。強化繊維基材(織物等)をフィルムなどで真空パックした中に、真空圧で樹脂を注入含浸硬化させ、直接最終製品を得ることが出来る比較的容易で低コストな成形方法である。しかしながら、従来の VaRTM 方法では航空機部材に求められるような高品質で且つ安定生産すること(コンシステンシー性)が困難な成形法であったため、それ程高い品質や精度が求められない汎用的な産業用途の FRP にしか適用されていなかった。

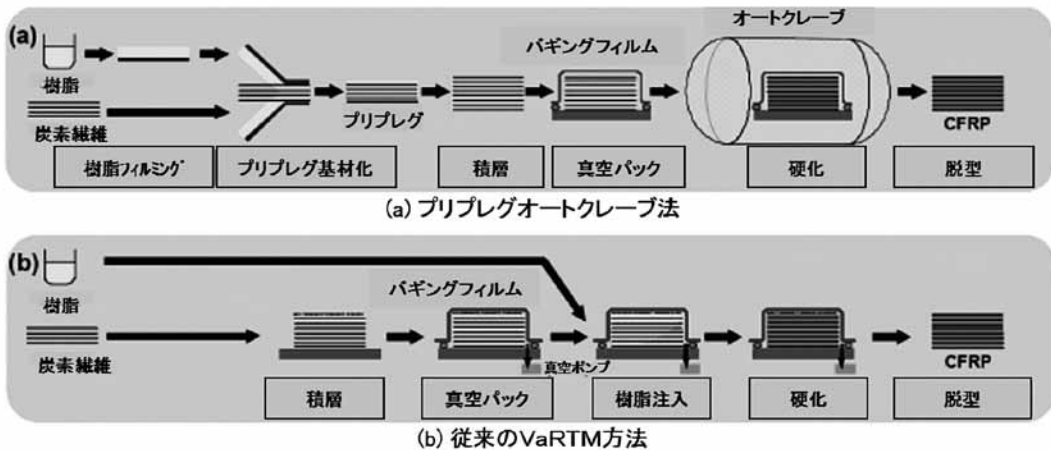


図1. CFRPの製造フロー

そこで、我々は、VaRTM方法のコストパフォーマンスのメリットを維持した上で、材料と成形の両面で革新技術を開発することによって、航空機用構造部材(特に、一次構造材)に適用可能な高い力学特性と高品質のCFRPを安定生産可能な先進成形技術A-VaRTM(Advanced-VaRTM)の創出を目指した。

2. 開発したA-VaRTM材料

従来のVaRTM向け材料(以後、VaRTM材料)は、真空圧だけでマトリックス樹脂を強化繊維間に速やかに且つ確実に含浸させるために該樹脂の粘度を下げる必要があり、そのためにCFRPの力学特性や熱的特性が低下し、冷熱サイクル試験によって内部にマイクロクラックが大量に発生するなど、航空機用材料として適用出来るレベルでは全く無かった。このような成形性(樹脂粘度や成形温度など)とCFRP特性のトレードオフの関係を打破することが本開発の最大の課題であり、我々は航空機用材料としての炭素繊維織構造とエポキシ樹脂を最適設計し開発することにより、前記課題の解決を目指した。

図2にA-VaRTM材料の設計コンセプトを示す[1、2]。A-VaRTM材料は、炭素繊維を一方向に配列し、表面に層間高靱性化材としての熱可塑性樹脂粒子を表層に付着させた一方向織物基材と、低粘度で且つナノスケールの高靱性化材が予め配合された革新的エポキシ樹脂から構成される。図2に示す通り、一方向織物基材を積層し、エポキシ樹脂を注入・含浸後、加熱硬化することにより、基材層間部分に熱可塑性樹脂粒子を混合したポリマーアロイ樹脂層を形成し、外部からの衝撃を効果的に吸収することによって力学特性を向上させた。また、真空圧で樹脂注入を行うVaRTMプロセスでは、熱可塑性樹脂系の高靱性化材を配合したマトリックス樹脂を用いると粘度が高くなって炭素繊維束の内部まで樹脂を含浸させることが困難となるため、A-VaRTM材料のエポキシ樹脂はナノスケールまで微細化して高靱性化材をエポキシ樹脂に配合させ、該樹脂の低粘度性を維持したまま、炭素繊維束の内部までの樹脂含浸を可能としつつ高靱性化も達成させている。

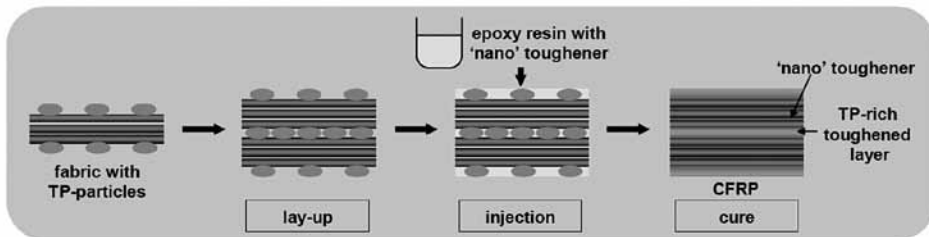


図2. A-VaRTM材料の設計コンセプト

我々が開発したA-VaRTM材料は、炭素繊維織物CZ8433DPと、エポキシ樹脂TR-A37からなり、①高い力学特性や熱的特性、②高い樹脂の含浸性能、③冷熱サイクル負荷時のマイクロクラックレスなどを達成した。以下、各材料の特徴について報告する。

(1) 炭素繊維織物 (CZ8433DP)

今回開発した一方向織構造は、図3に示す革新炭素繊維織物であり、炭素繊維として航空機向けの東レ製T800SC-24K-10Eを適用し、炭素繊維では無い「低繊維度の横糸」を採用す

ることにより『ノンクリンプ一方向織構造』と呼ばれる一方向配向の炭素繊維に屈曲がない革新的な一方向織構造である。本構造に設計することにより、航空機用材料に適用可能な高い圧縮強度をなす CFRP を達成した。

また、真空圧でも樹脂含浸が容易な様に確実な流路を確保するために炭素繊維束間に炭素繊維ではない「縦補助糸」を配置し、樹脂流路用隙間を制御して製織することにより、通常クロス基材に比べて含浸性が極端に低い一方向織物としては非常に高い含浸性能に改善した。

そして、この『ノンクリンプ一方向織構造』をなす織物のその他の重要な特徴は、表面に熱可塑性樹脂を主成分とする層間強化粒子を付着させている点にある。この層間強化粒子は、織物を積み重ねて成形した時に、CFRP の強度上の弱点である繊維基材層間に存在するように設計した。すなわち、樹脂を注入して加熱硬化する間に粒子が溶解し、層間の衝撃力吸収能力を発揮する靱性(粘り強さ)を集中的に強化している。また、この粒子は、層間強化の役割以外に、「樹脂注入流動時の層間の流路確保」や「積層された織物の三次元賦形後の形態維持、織物同士の接着」など、マルチな機能を有するように設計し開発した革新的な技術である。

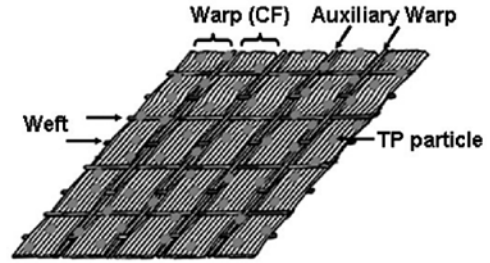


図3. 革新炭素繊維織物CZ8433DPの構造

(2) エポキシ樹脂 (TR-A37)

A-VaRTM プロセスでは、樹脂を加圧せず、真空圧(大気との差圧)で樹脂注入成形するため樹脂粘度が低いことが必要である。そのため、低分子エポキシモノマーしか使用できないという制約条件がある [3]。

この制約条件の下で、高い硬化物強度と弾性率を発揮する剛直骨格および靱性を確保するために適用出来る樹脂は架橋密度を低くすることが必要であるが、架橋密度が低下すると通常硬化物の弾性率が低下してしまう。これを解決するために、架橋密度以外に、エポキシモノマーの骨格にも注目し、架橋密度を低く抑えながら分子空隙率を下げる手法を開発した。

また、材料の靱性を向上する方法として、高靱性のナノサイズ微粒子を適用することが

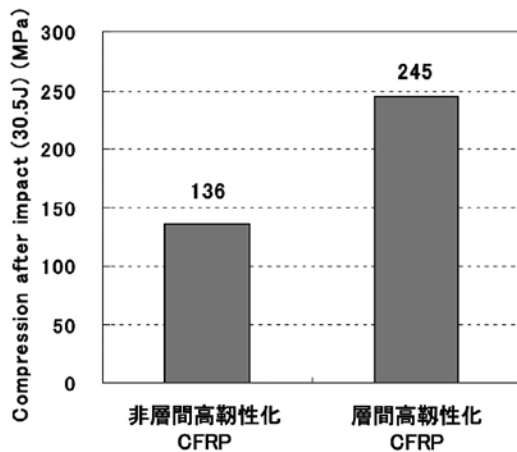


図4. A-VaRTM材の耐衝撃性能

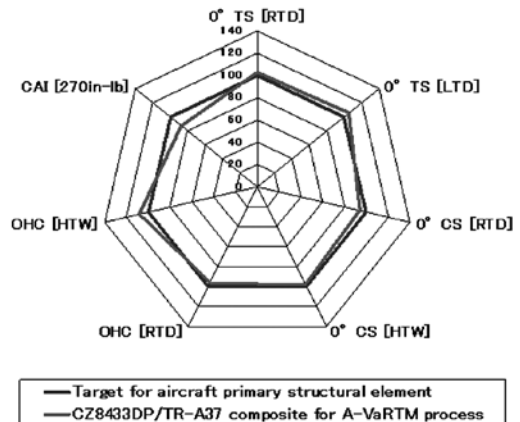


図5. A-VaRTM材料の力学特性

知られているが、これを粘度の低いエポキシ樹脂に一次粒子の状態でも均一に分散させるのは困難であった。しかし、数ある分散技術の中から最適な粒子分散技術を選択し、更に本開発の高靱性微粒子(ナノサイズ)が適用可能な様に混練方法を改善したことにより、微粒子をCFRPのマトリックス樹脂内で均一に分散させることが可能になった。これによって、樹脂粘度を増加させずに、靱性の大幅な向上を実現した。これらの技術を組み合わせた本開発のA-VaRTM用エポキシ樹脂(TR-A37)は、真空圧でも成形可能な低粘度でありながら航空機用プリプレグ樹脂と同等以上の優れた力学特性を達成している。

(3) CFRP

VaRTM成形によりCFRPを製作し、層間高靱性化技術を適用したものと、適用していないものの耐衝撃性能を図4に比較した。用いた指標は衝撃後圧縮強度CAI(Compression After Impact)である。層間高靱性化技術によりA-VaRTMによるCFRPの耐衝撃特性は、適用しないものの約2倍に向上した。

また、図5に示す通り、A-VaRTMによるCFRPは、プリプレグ材とほぼ同等程度の力学特性を有しており、航空機主構造に適用可能なレベルに到達している。これら力学特性は、航空機材料の認定評価に適用される手法で評価・確認したものであり、従来プリプレグ/オートクレーブ法によるものと同程度の物性の信頼性、安定性が確認できている。

図6に示すように、従来のVaRTMで成形されたCFRPは、熱サイクルに暴露する

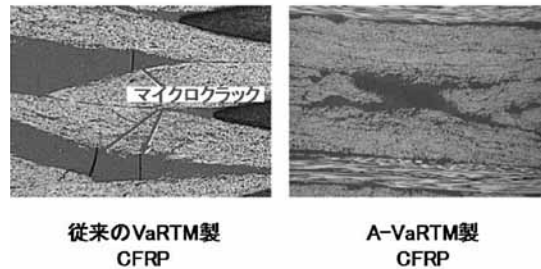


図6. マイクロクラックの観察結果

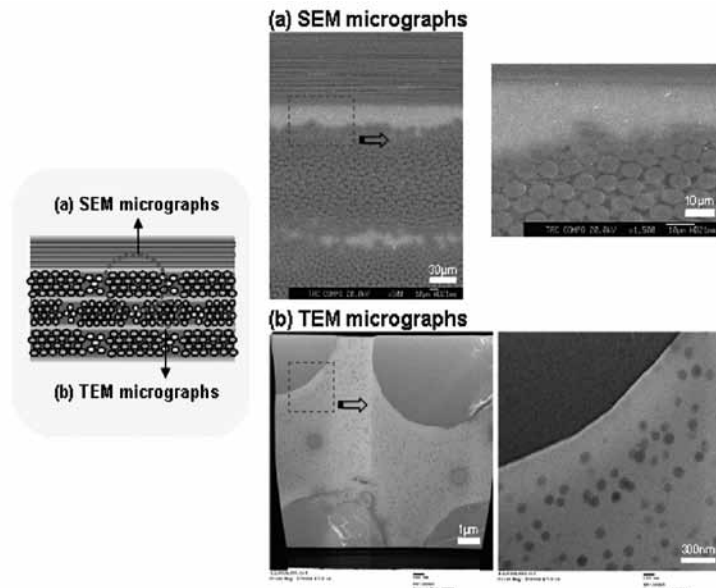


図7. モロフォロジーの観察結果

と、炭素繊維とマトリックス樹脂の線膨張係数の差などによる内部応力や、樹脂靱性の不足のために、内部にマイクロクラック(微小なクラック)が発生することが知られている。これに対して、A-VaRTMで成形したCFRPは、ナノサイズ高靱性化技術の適用によりマトリックス樹脂の靱性が飛躍的に向上したことによって、2,000回の温熱サイクルにおいても、マイクロクラックは全く発生しないことを確認した。

次に、図7にA-VaRTM成形CFRPのSEMとTEMを用いたモロフォロジーの観察結果を示す。SEM画像が示す通り、層間には熱可塑粒子が溶解して局在しており、コンセプト通り、層間を局部的に高靱性化していることが判る。また、TEM画像より、樹脂全体にナノ粒子が均一に拡散して、CFRP全体を高靱性化していることを実証した。

上記の通り、コンセプト通りに高靱性化技術を完成させたことで、プリプレグ並の高い力学特性、マイクロクラックフリーを達成し、航空機用一次構造材に適用可能な世界でも最先端のVaRTM材料を開発した。

3. 開発したA-VaRTM成形プロセス

従来のVaRTM成形プロセスは、一般的な織物を用いられるため、複雑形状部品を高品質に成形することが難しく、また下面のみに金型を使用し、上面は何も拘束するものがないバッキングフィルムを用いるため、成形品の板厚や形状寸法を高精度に成形且つ安定化することが困難であった。

一方、プリプレグを用いた成形法においては、プリプレグは樹脂が含浸した基材であるため、ドライの炭素繊維織物と比較して樹脂含浸によって基材の変形性能が低く、複雑形状に変形させた場合にシワが発生して強度が低下するなど品質低下の問題があった。また、オートクレーブなどの高価な設備が必要であるため、初期投資が高く、コスト高と言う問題があった。

我々は、この様な問題を解決し、複雑形状の部品を、シワなどの品質不良が無く、高精度、且つ低コストに成形することが可能な革新的な成形法の開発を目指した。

開発したA-VaRTM成形プロセスは、以下の説明の通り①板厚が制御可能な高精度成形技術、②三次元構造体の自動賦形技術、③オートクレーブ不要な低コスト成形技術などの特徴がある。

(1) 基本プロセス

図8に示す通り、A-VaRTM成形プロセスは、主に「プリフォーム」、「樹脂注入」、「樹脂硬化」の3つの工程から構成される。

プリフォーム工程では、織物を裁断、積層し、積層体を加熱・圧縮により一体化する。A-VaRTMでの本工程の

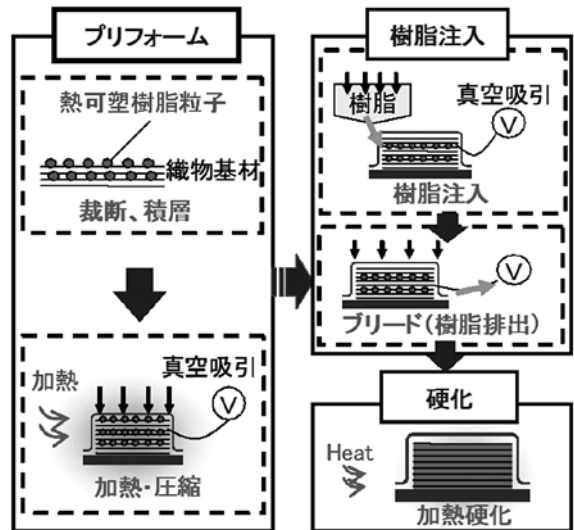


図8. A-VaRTM基本プロセス

大きな特徴は、織物の熱可塑樹脂粒子を加熱溶融して織物基材同士を接着により一体化するホットコンパクションを実施することにある。即ち、圧縮により織物基材の積層体を所望の形状の金型に賦形し、加熱により接着して所望の形状のプリフォーム(製品形状に賦形された積層基材の繊維構造体)を形成出来る。

樹脂注入工程では、前記プリフォームをフィルムなどで覆って真空吸引し、大気との差圧により樹脂をプリフォームに注入する。A-VaRTMでの本工程の大きな特徴は、樹脂注入停止後に「ブリード(樹脂吸引)」を実施することである。

即ち、プリフォームの基材内に注入含浸された樹脂から所望の樹脂量になるまで余剰の樹脂を真空吸引により排出し、板厚や繊維体積含有率(CFRP内に占める炭素繊維の体積割合)を制御することであり、高度な革新的含浸樹脂コントロール技術である。

最後の樹脂硬化工程で、樹脂を加熱して硬化させCFRP成形品とする。A-VaRTMでの本工程では、プリプレグとは異なり、オートクレーブのような高価な設備が不要で、熱風式オープンや熱媒による直接金型加熱などの汎用温調設備など安価な設備で製造することが可能である。

(2) 部品成形要素技術 [4]

A. ブリード(板厚制御)技術 [5]

VaRTM成形法は、片面側に真空パック用のフィルムを用いるため、従来法ではCFRP成形品の板厚は成り行きであった。その為、高精度な成形品を得ることが困難であった。また、繊維体積含有率が高いプリフォームに樹脂を注入した場合、プリフォーム内部の隙間が少ないため、真空圧では樹脂が含浸し難く未含浸が生じる問題があった。その為、VaRTM法では繊維体積含有率の高いCFRPを成形することが困難であった。

先述の通り、本A-VaRTM成形プロセスの特徴は、ブリード(樹脂吸引)を実施する(図8参照)ことにより、プリフォームへ注入された含浸樹脂から余剰樹脂を排出し、成形品の板厚及び繊維体積含有率を制御することにある。

ブリードの制御技術として、①成形プロセス中にプリフォームの板厚の変化量をリアルタイムにモニタリングし、CFRP成形品の目標の板厚に達した時に樹脂の吸引を停止して板厚を制御する方法(図9参照)、②樹脂の注入量と吸引量を規定して成形品内の含有樹脂量を制御する方法、③下側の金型と規定寸法で勘合する簡易上型を適用し、両型間のキャビティ(空間)形状で成形品の寸法を制御する方法などを開

発した。これらは成形する部品によって使い分けることが出来る。

また、本A-VaRTM成形プロセスでは、プリフォーム工程において加熱温度を変えて熱可塑樹脂粒子の潰れ量を調整することによりプリフォームの高さを制御出来るため、高高い(隙間が多く樹脂が含浸し易い)プリフォームを形成して樹脂を注入し、その後、ブリードにより樹脂を排出して繊維体積含有率(Vf)を高めることにより、

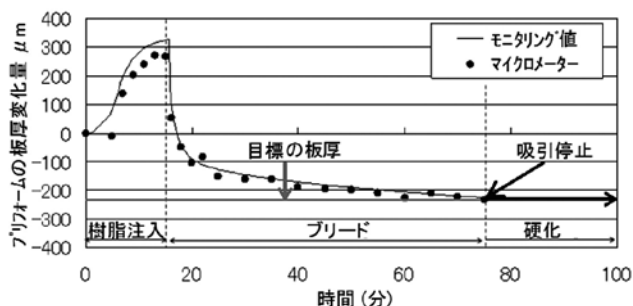


図9. モニタリングによる板厚制御方法

従来困難であった高い樹脂含浸性と高い繊維体積含有率の両立を達成することが出来た。

以上の如く、従来の VaRTM 法では成し得なかった高精度且つ高い繊維体積含有率の CFRP 成形品を得ることが可能になった革新的なブリード式板厚制御技術を開発した。

B. プリフォーム技術

図 10 に示す通り、本 A-VaRTM 成形プロセスのプリフォーム工程では、ホットコンパクション(加熱・圧縮)によって、成形品形状に合った金型に織物基材を積み重ねた積層体を加圧して沿わせ、熱可塑樹脂粒子を加熱溶融して接着により積層体を一体化する方法を開発したことにより、三次元形状のプリフォームを簡易かつ精度良く製作出来るようになった。従来は金型に織物基材を 1 枚ずつ手作業ではり合わせる方法が一般的であったが、本 A-VaRTM 成形プロセスは熱可塑樹脂粒子の接着性を利用することにより、積層体を予め形成しておき、その積層体を一体で金型の形状に合わせて賦形することが出来、作業コストが削減出来た。

金型の形状に合わせて賦形する方法として、プレス金型で積層体を加熱・加圧して断面形状が I 型の補強部材用プリフォームを賦形する技術や、積層体にラバー製のシートを被せて密閉し内部を真空吸引することにより大気圧で積層体を金型に沿わせた後加熱して断面形状が C 型の桁部材用プリフォームを賦形する革新的な技術を開発した。

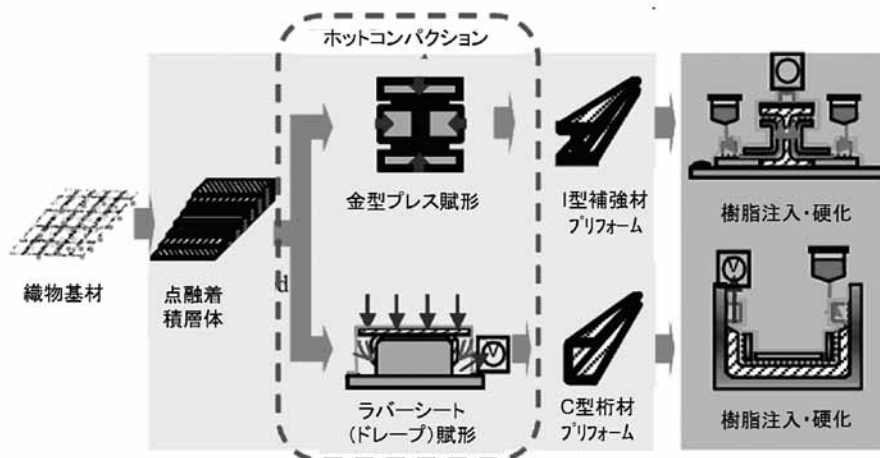


図10. A-VaRTMプリフォームプロセス

図 11 に示す通り、プリフォーム工程の基本技術として、積層体の点融着技術を開発した。これは、織物基材を積み重ねた積層体を加熱したピン(圧子)で押圧して、熱可塑樹脂粒子の融着により織物基材同士を点状に接着して一体化した積層体である。

この様な積層体の開発によって、積層体の持ち運びが可能になった。更に接着部を点状(非連続)にすることにより、複雑な形状の金型に、この積層体を沿わせた場合に、織物基材同士の接着が容易に剥がれるようにした。そのため、積層体が金型の複雑な形状に沿った場合にも、織物基材同士が互いに拘束されることなく、自由に変形出来るため、プリフォームにシワ(繊維の折れや歪みなど)が生じることなく、賦形出来るようになった。

図 12 の通り、航空機部材に用いられる一般的な形状として、断面が C 型で表面に所定

の段差がある桁材のプリフォームをラバーシートで賦形する試験を行い、A-VaRTM 基材 (CZ8433DP) とプリプレグの積層体の賦形性を比較した。プリプレグの積層体では、樹脂の接着力により基材同士が全面で拘束されるため、基材が自由に変形できず、プリフォームの表面の繊維にシワ (折れ) が発生したのに対し、A-VaRTM 基材の点接着積層体ではプリプレグのようなシワが発生しないことを実証した。

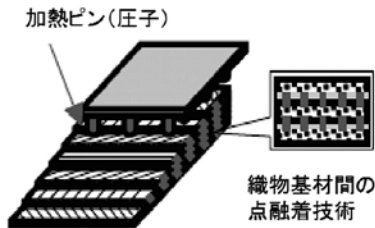


図11. 積層体の点融着プロセス

	A-VaRTM	プリプレグ
Ply-drop-off (Slope 33:1)		
シワ	無し	Heavy
賦形条件	室温	63°C 加熱

図12. A-VaRTMとプリプレグの賦形性比較

これは、プリプレグでは困難であった複雑な形状の部材であっても、本A-VaRTM 成形プロセスでは高品質に成形が出来るようになったことを示唆しており、今後、例えば小型航空機の翼のように曲率が大きい(小R)部品であっても CFRP の適用が可能となり、CFRP の更なる拡大展開を加速出来る技術とした。

C. 自動プレス賦形技術

図 13 の通り、断面形状が T 型のストリンガー部材用のプリフォームを自動でプレス賦形する装置を開発した。これは、繊維基材の積層体を材料として供給し、予備プレスとして、金型の間欠プレスにより、2つの L 型断面のプリフォーム、平板状のプリフォーム、隙間の充填材 (コーナーフィラー) を形成し、それらを組み合わせて、金型で T 型断面に間欠プレスをして、最終的には T 型断面のプリフォームを自動的に賦形することが出来る技術である。

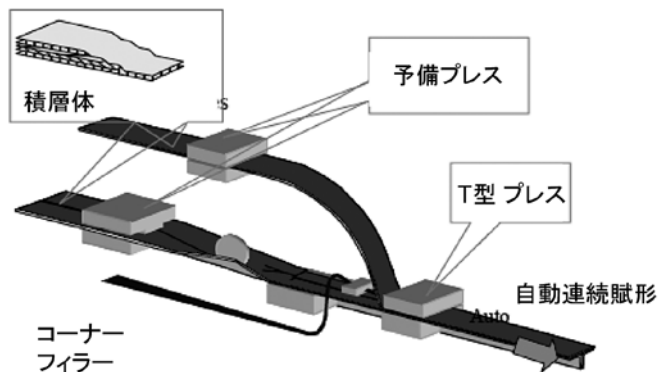


図13. T型ストリンガー自動プレス賦形技術

従来方法では、手作業で長尺の金型に基材を貼り合わせていく方法で各部品のプリフォームを形成し、手作業で各部品を組み合わせて製作していたため、多大な製作時間と作業工数を要していたが、本技術の開発により、全自動で且つ高速にストリンガーのプリフォームを形成することが可能になり、従来方法と比べて飛躍的な製造時間短縮を達成することが出来た。

D. 加熱VaRTM 成形プロセス [6]

従来の VaRTM 方法は、常温の環境下で樹脂を注入し硬化する方法が一般的であったが、気温の変化により、成形性(樹脂含浸)や強度が変化して品質が安定しない問題を抱えていた。本A - VaRTM 成形プロセスの特徴の一つは、加熱環境下で樹脂を注入し硬化するように設計した点にある。一定温度に加熱することにより、CFRP 成形品の品質が安定化するだけでなく、樹脂含浸時の樹脂の粘度を低下させることが出来るので成形性を向上させる効果が得られる。この加熱VaRTM 成形プロセスの開発により、従来の VaRTM 方法では成し得なかった高品質な CFRP の製造が可能となった。また、加熱手段として、オープンなどの安価な熱風加熱装置を用いても良いし、金型を熱媒で加熱する方法を用いることが出来る。

図 14 の通り、特に後者の方法を用いれば、金型を加熱装置まで移動させる必要がなく、一定の場所で成形作業を実施することが出来るため、特に大型の金型を使用する場合には、金型を移動するハンドリング時間を大幅に削減することが出来る。

また、航空機部材は巨大な金型を用いることが多く、金型の熱容量が大きいいため、従来の加熱装置では、硬化温度までの昇温に多大な時間を要していた。そのため、1部材が完成するまでのサイクルタイムが永くなり、CFRP のコスト高の一つの要因となっていたが、熱媒で金型を加熱する方法を用いれば、金型の加熱効率が圧倒的に高いため、サイクルタイム短縮による低コスト化が可能となった。

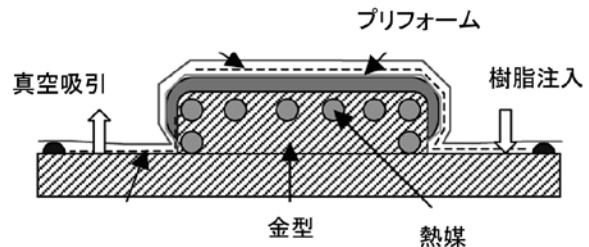


図14. 加熱VaRTM成形プロセス



Mitsubishi Regional Jet (MRJ)
by Mitsubishi Heavy Industries Ltd (MHI)
MRJ90: 90 seats, MRJ70: 70seats

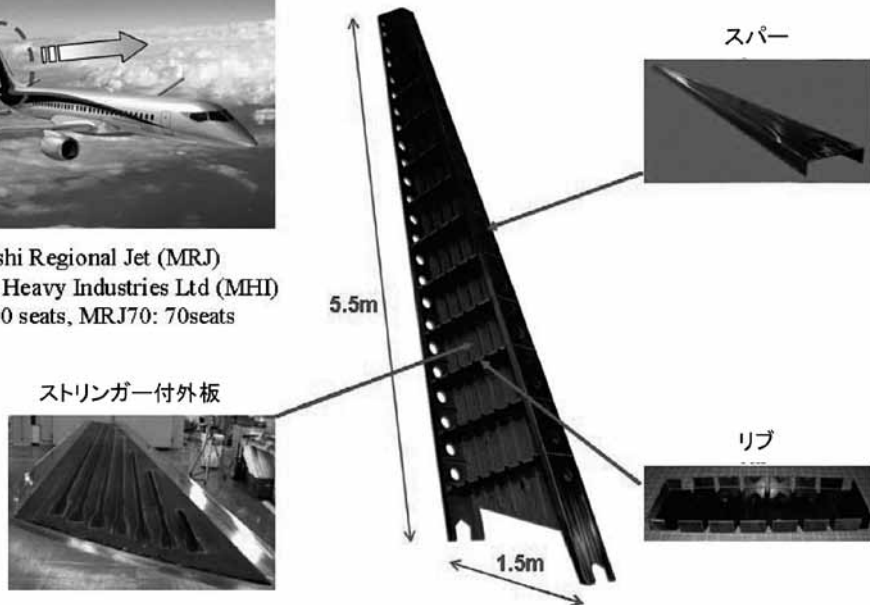


図15. 尾翼モデル試作結果

(3) 尾翼実機モデル試作 [7、8]

図 15 の通り、三菱重工業株式会社(以下、MHI)と共同で、MRJ(Mitsubishi Regional Jet)の垂直尾翼を模擬した実機と同等サイズ、仕様のモデルを試作した。この尾翼はストリンガー付きの外板、C 型断面のスパー(桁材)、箱型のリブなどの部品から構成される。各部品は、先述の先進的な部品成形要素技術を適用し製作した。

例えば、ストリンガーは先述の自動プレス賦形装置を用いてプリフォームを製作し、別に成形した外板と一体で VaRTM 成形して接合した。スパー、リブは、ラバーシートを用いた“ドレープ”賦形によりプリフォームを製作して、VaRTM 方法により成形した。いずれの成形も、板厚制御技術を用いることにより、CFRP 成形品の寸法を高精度に制御出来た。

試作の結果、寸法、ポイド、樹脂未含浸、シワ(繊維リクル)などの顕著な品質不良は無く、各部品を安定的に製造出来ることを確認した。また、オートクレーブを用いず、安価なオープンを用いて製造することが出来た。特に、ストリンガーについては従来比 40%コストが削減出来ることを実証した。

MHI で各部品を組み立てて、垂直尾翼のモデルを製作し、強度試験を実施した結果(図 16 参照)、A - VaRTM 方法(材料、プロセス)が航空機一次構造材に適用可能である目処を得た。

本A - VaRTM 技術は、次世代国産旅客機 MRJ の尾翼部材の製造に適用される予定であり、現在、航空機としての認定が進められている。

これにより、本A - VaRTM 技術は、樹脂注入成形方法としては、世界で初めて航空機の一 次構造材に適用されることになる。



図16. 尾翼強度試験 [8]

4. 結 言

- (1) 低粘度で成形性に優れ、かつ、マイクロクラックフリー化を達成し、航空機一次構造材に適用可能な先進的な VaRTM 材料を開発した。
- (2) 板厚制御技術、自動プリフォーム技術、加熱成形プロセスなど、低コストかつ品質安定性に優れる、革新的な VaRTM プロセスを開発した。
- (3) 尾翼の実大モデルの試作、強度試験に成功し、本A - VaRTM 方法の材料、プロセスが航空機一次構造材に適用可能であることを実証した。
- (4) 本A - VaRTM 方法は、MRJ の尾翼部品の製造に適用される予定であり、樹脂注入成形法としては世界に先駆けて航空機一次構造材に適用されることになる。

参考文献

- 1) T. Kamae et al., “Advanced-VaRTM System for Aircraft Structures Material Technologies”, Proceedings of the ICCM-17 (2009).
- 2) 河内真二、釜江俊也、吉岡健一、第34回複合材料シンポジウム講演要旨集、pp. 101-102 (2009).
- 3) 三好雅幸、河内真二、釜江俊也、吉岡健一、篠田知行、和田原英輔、Proceedings of the ICCM-1 (2010).
- 4) T. Shinoda, H. Odani, E. Wadahara, Y. Komori, T. Shono, 16th International Conference on Composite Materials (ICCM-16)、2007
- 5) 関戸俊英、北岡一章、小谷浩司他、特許第4104413号
- 6) 和田原英輔、関戸俊英、北野彰彦、特許第4645775号
- 7) T. Abe, K. Hayashi, F. Takeda, Y. Komori, Y. Suga, N. Asahara, K. Yoshioka, SAMPE Europe Conference and Exhibition、2007
- 8) 山下満広、坂川亨、武田文人、木俣文雄、子守康裕、三菱重工技報 VOL.45 NO.4: 2008