

航空機複合材一次構造へのVaRTM適用化研究

Research on Aircraft Primary Composite Structures by the VaRTM Technique



武田 文人*1
Fumihito Takeda

西山 茂*2
Shigeru Nishiyama

林 賢 吾*3
Kengo Hayashi

子守 康 裕*4
Yasuhiro Komori

須賀 康 雄*5
Yasuo Suga

浅原 信 雄*6
Nobuo Asahara

複合材のVaRTM成形プロセスは、プリプレグ積層型複合材とは異なり、真空圧で樹脂含浸、オープンで硬化する低コスト成形技術であり、風車等の民生品では既に実用化されている。本研究では、現用のVaRTM技術を航空機一次構造に適用し得る技術とするため、材料、プロセスを改良し、低コスト一次構造を提供するための開発を推進してきた。VaRTM材料の力学特性は、プリプレグ材に匹敵することが確認でき、MJの尾翼に適用し得る目処を得た。今後、低コスト化を更に推進するとともに、民間機への適合証明取得を目指していく。

1. はじめに

樹脂系複合材は、アルミ合金と比較して比強度に優れ軽量化が期待できることから、運用コスト低減を追求する民間機への適用範囲拡大が進められており、MHIでも平成15年度からの(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構助成事業、“環境適応型高性能小型航空機研究開発”(MJ)の中での適用検討を鋭意推進中である。

従来の民間機用複合材は、一方向に引きそろえられた炭素繊維に樹脂を含浸したプリプレグを材料として部品を成形しているが、プリプレグは比較的高価で、併せてこれを硬化するためのオートクレーブに多額の

費用が必要であるため、高コストな部品となっている。そこでMJでは、環境適応型機体の開発としてコスト、重量低減のため風車等民生品で低コスト複合材製品実績のあるVaRTM (Vacuum assisted Resin Transfer Molding) 技術を用いた航空機一次構造用複合材の開発を進め、図1に示す垂直尾翼への適用を目指している。

2. VaRTMの概要

VaRTMは、“真空圧と大気圧の差圧を利用して織物や繊維で形成した基材に樹脂を含浸して複合材を成形する技術”である。従来の航空機用複合材成形で用いられているプリプレグやオートクレーブを使用しな

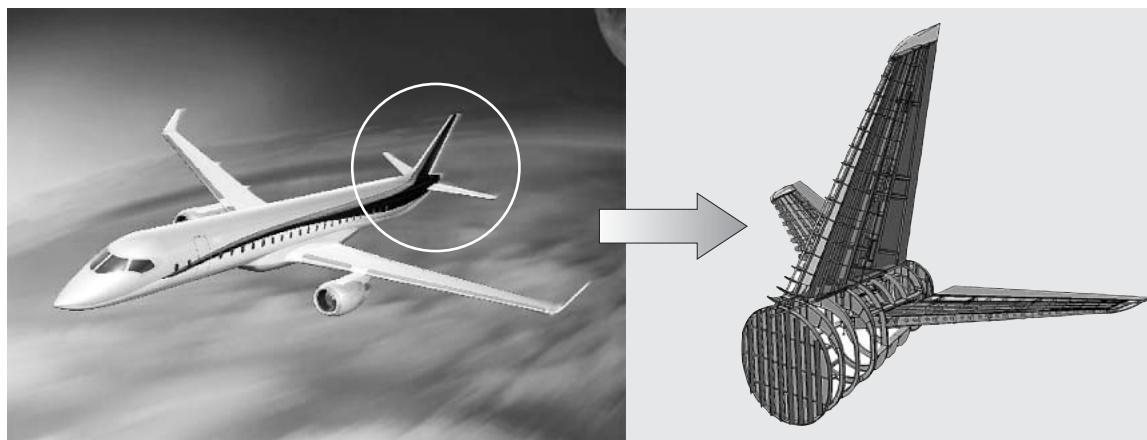


図1 MJ尾翼構造 VaRTM技術を垂直尾翼へ適用するため研究開発を実施。

*1 名古屋航空宇宙システム製作所研究部化学研究課複合材チーム

*2 名古屋航空宇宙システム製作所研究部化学研究課複合材チーム主席

*3 名古屋航空宇宙システム製作所民間機技術部主席

*4 名古屋航空宇宙システム製作所民間機技術部構造設計課

*5 東レ(株)コンポジット開発センター所長

*6 東レ(株)コンポジット開発センター第一開発室主任部員

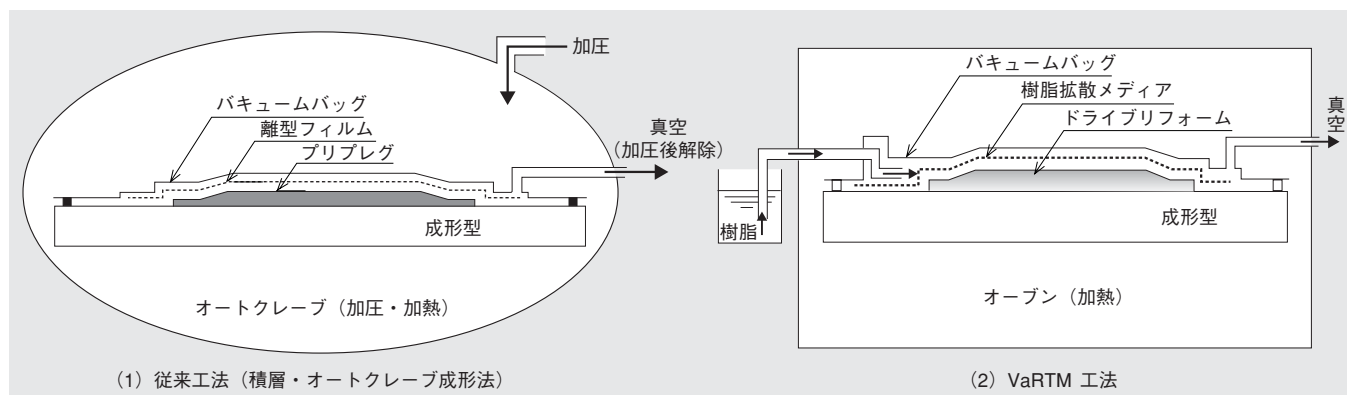


図2 複合材成形法の差異 VaRTMでは高価なオートクレーブが不要。

いため、低コストで複合材製品を得ることが期待される技術である。図2に従来工法との違いを模式的に示す。

当社ではA-VaRTM (Advanced VaRTM) 技術として、VaRTMプロセスをPSE(Principal Structural Element)に適用するため、東レ(株)とともに協同研究開発を実施してきた。A-VaRTMは、従来のVaRTM技術を基に、航空機用一次構造材適用を目指した高品質な強化繊維基材の採用と、高い繊維体積含有率(Vf:目標55~60%)の複合材を得るため、樹脂含浸前の基材のホットコンパクション、含浸後の余剰樹脂のブリード等を特徴とする技術である。

A-VaRTM材のクーボン試験による力学特性は、表1に示すとおり航空機一次構造用プリプレグ材に匹敵するが⁽¹⁾、実用化に当たっては現状で以下に示す技術課題がある。

- ① 構造要素の成立性確認
- ② 品質安定化

- ③ 低コスト化
- ④ 適合証明取得

3. A-VaRTMの基本成形プロセス

A-VaRTM基本成形プロセスの概要を図3に示す。

A-VaRTMの強化繊維基材は、繊維強度を有効に発現させるため図4に示すとおりクリンプを無くし一方向性を高めた特殊な織物(NCW: Non Crimp Woven)を開発した⁽²⁾。マトリックス樹脂についても、積層したNCWへの含浸性に優れた低粘度の2液性エポキシ樹脂を開発した⁽¹⁾。

A-VaRTMでは、高Vfの成形品を得るためNCWを積層した後ホットコンパクションを適用し、プリフォームの高密度化を行った。ホットコンパクション後のNCW上には、樹脂の通り道となる樹脂拡散メディア(RDM: Resin Distribution Media)を配置して真空バッグを行った。樹脂はRDMを通じてNCW表面に拡散しながら板厚方向に含浸され、余剰

表1 A-VaRTM材と一次構造用プリプレグ材の力学特性

試験項目	試験環境	A-VaRTM 成形品 (T 800 S/TR-A36)	プリプレグ成形品 (T 800 S/3900-2B)
0°単層板 引張強さ (MPa)	RT	2890	2960
0°単層板 弾性率 (GPa)	RT	150	153
0°単層板 圧縮強さ (MPa)	RT	1570	1500
	82°C Wet	1250	1280
有孔引張り強さ (MPa)	RT	519	500
	-59°C	473	448
有孔圧縮強さ (MPa)	RT	295	298
	82°C Wet	238	236
衝撃(30.5J*)付与後 圧縮強さ (MPa)	RT	277	300
衝撃(40.7J*)付与後 圧縮強さ (MPa)	RT	248	272

*試験片に付与した衝撃エネルギー

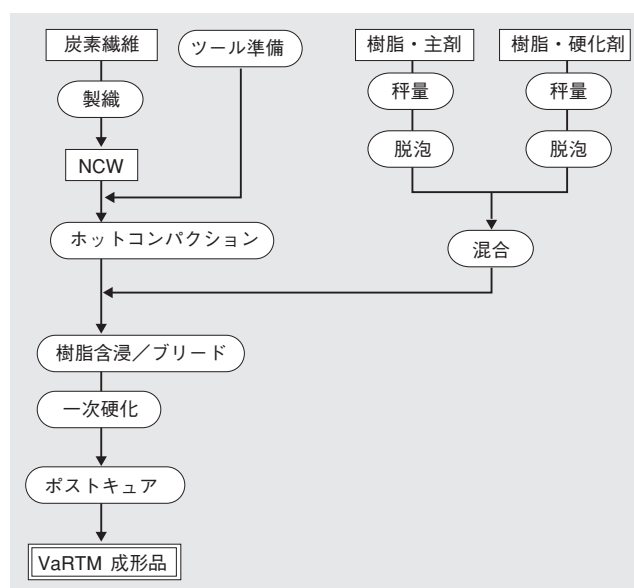


図3 A-VaRTMによる複合材成形フロー

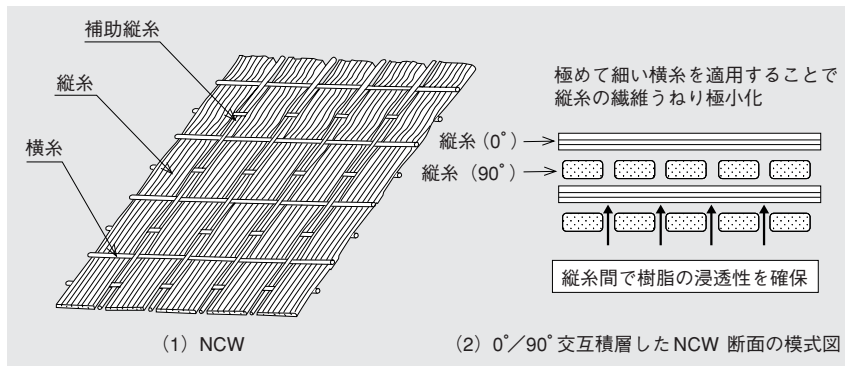


図4 NCWの概要 炭素繊維束（縦糸）を一方方向に配列し、繊維束間にガラス繊維を配置して樹脂の流れを確保する。



図5 3ストリングパネル成形工程

分が下流の引き口から流出する。

NCWは、樹脂が含浸されると板厚が厚くなりVfが低下するため、含浸後に余剰樹脂を抜き取るブリードを行い高Vf化が図られる。

余剰樹脂のブリードを行った後、樹脂を含んだNCWは、一次硬化が行われる。A-VaRTMでは、航空機用に使用されているプリプレグの樹脂と比較して低い温度で硬化が可能な樹脂を使用しているが、樹脂の耐熱性、強度を十分な状態にするためポストキュア（後硬化工程）を行い、複合材として完成する。

4. 強度剛性評価

A-VaRTM材の航空機一次構造適用性に関する評価の一環として、3ストリングパネルによる構造要素試験を実施した⁽³⁾。

4.1 供試体

強度剛性評価用供試体は、A-VaRTMの基本成形プロセスに基づき製作した。スキンとストリングの接合

は、予め成形した幅850×長さ1050mmのスキンにフィルム接着剤を介してI型断面に賦形した1000mmのストリング基材を3本設置し、ストリングに樹脂を含浸して硬化するとともにフィルム接着剤で接着させる“コボンド”技術で実施した。供試体成形状況を図5に、材料、治具配置の概要を図6に示す。

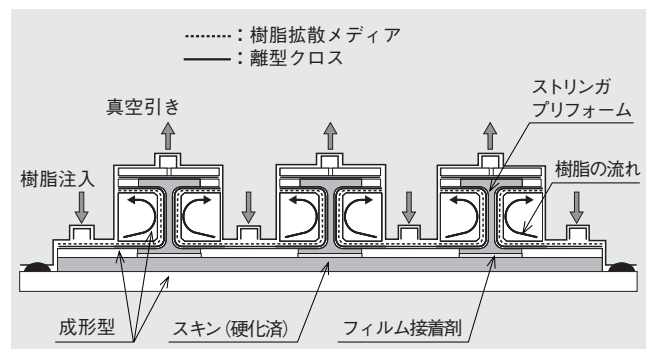


図6 スキン/ストリングコボンドのセットアップ 予め成形したスキンにドライのストリングを接着剤を介して設置し、樹脂含浸、硬化する。

供試体は、外観、断面とも良好で強度試験に供し得る構造体を製作することができ、量産に向けた成形プロセスの目処付けができた。成形した供試体は、幅415×長さ1000mmに加工し、端面にアルミブロックを接着し、強度試験に供した。なお、供試体には運用時想定し得る損傷として、MIL-HDBK-17で規定されるカットオフエネルギー（136J）を上限に衝撃エネルギーを与えBVID（Barely Visible Impact Damage）を付与した残留強度試験も実施した。

4.2 圧縮特性評価

BVIDを付与していない供試体での圧縮試験結果を図7に示す。古典積層理論による解析結果と試験結果は、非常に良い相関を示した。スキンBVID供試体の圧縮試験結果及びストリングBVID供試体の圧縮試験結果を図8に示す。

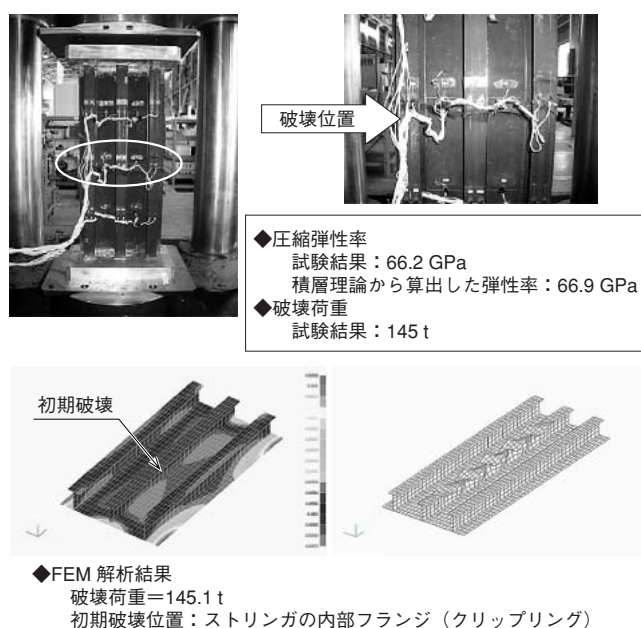
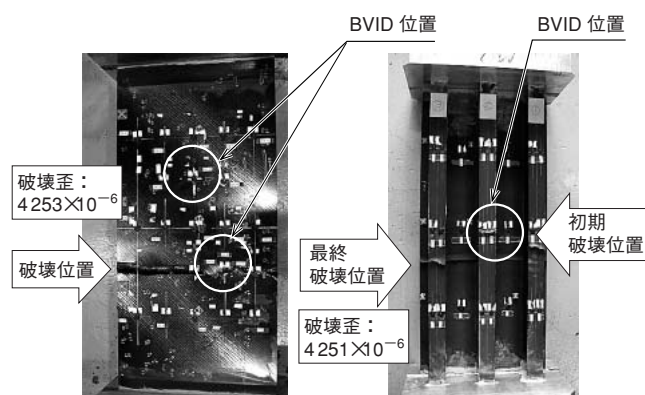


図7 3ストリングパネル圧縮試験結果 供試体の破壊状況と解析結果はよく一致している。



(1) スキンにBVIDを負荷した供試体 (2) ストリングにBVIDを負荷した供試体

図8 BVIDを付与した供試体の圧縮試験結果 高いレベルの損傷を与えた場合でも、供試体の破断歪は 4000×10^{-6} を達成した。

非常に大きな衝撃損傷を与えた供試体にもかかわらず、目標値 4000×10^{-6} を超える破壊歪を発現し、尾翼構造適用に十分耐え得る性能を有していることが確認できた。

5. 品質安定性の評価

3ストリングパネルによる構造要素試験結果から、尾翼適用に供し得る強度・弾性率特性を有することが確認できた。

しかし、複合材は従来プリプレグによる成形品でもプロセスに依存して強度特性（特に損傷後強度）が変動するという現象を発現することがある。定性的には強度のプロセス依存性がより高いと思われるA-VaRTM技術について、強度特性に影響を与えうるプロセスウィンドウを組み合わせた上で、強度特性のばらつきを確認する必要がある。そこで、強度特性を代表してCAI（Compression strength After Impact）をクーポン試験片で取得し、ばらつきレベルをPSE用プリプレグと比較した。

CAI試験スペックは公共スタンダードである、SACMA（Suppliers of Advanced Composite Materials Association）SRM 2R-94を適用し、衝撃エネルギーは6.7J/mm（1500in-lb/in）を適用した。

A-VaRTMでは損傷後強度に依存する可能性の大きい成形パラメータとして、樹脂注入温度、昇温速度、樹脂ブリード量を選定し、これ以外のプロセスパラメータについては一致させた。

A-VaRTMプロセスのパラメータを実験計画法に基づき組み合わせ、CAIを取得した結果のばらつき量をCV（Coefficient of Variation）値で定量評価した結果を表2に示す。結果として、A-VaRTM材のCV値は一次構造用プリプレグ材に対し、同等もしくはそれ以上であり、プロセスの変動にそれほど影響を受けず、安定した品質に基づく安定した強度特性を発現することが確認できた。CAIの絶対値は一次構造用プリプレグに比し、低いものの現状考慮する尾翼桁間には十分耐えうる性能であり、本結果に基づき今後は量産に向けたプロセスの全ウィンドウを設定していく必要がある。

表2 A-VaRTM材と一次構造用プリプレグ材のCAI試験結果

供試体	供試体数	CAI 最大値 (MPa)	CAI 最小値 (MPa)	CAI 平均値 (MPa)	C.V. 値 (%)
A-VaRTM材	64	270	207	237	5.5
一次構造用プリプレグ材	70	348	236	295	7.1

6. プリフォーム技術

複合材を民間航空機に適用する上で、最も大きな課題は製造コストである。前述のとおり、A-VaRTM材の特性は一次構造用プリプレグに匹敵し、尾翼へ適用できる性能を有していることが確認されているが、コスト面ではプリプレグと比較して低コストではあるがアルミ構造に対しては高価である。そこで、更なる低コスト化を図るため、A-VaRTM用基材への既存の立体織物製織技術によるプリフォーム技術の適用を検討した。

プリフォーム技術は、繊維束を直接加工し形状付与する技術で、NCF等シート状の基材を切断、積層して形状付与する方法に比べ、二次加工の手間が省けるので低コスト化に有効と考えられる。そこで、プリフォーム化検討の第1歩として、I型ストリングをプリフォームから試作することとした。

ストリングプリフォームによるA-VaRTMでは、I型形状を保持するためのマンドレルを使用する以外は平板を成形する手法と同じ方法で成形した。試作I型ストリングは、断面観察によりポイド、繊維蛇行が若干確認されたが、圧縮強度に供し得ると判断しその特性を取得した³⁾。

ストリング供試体は、端面加工を行いアルミブロックを接着し圧縮試験に供試した。比較のため、NCWを用いた従来プリプレグと同様の積層方法でA-VaRTMプロセスにて成形した供試体も同時に試験を実施した。

試験結果を図9に示す。試験結果から、プリフォームから成形したストリングは古典積層理論からやや特

性が落ちる（平均約5.5%）ことが判明し、供試体の破壊時特性もやや剥離の大きいことが確認された。

プリフォーム適用による成形簡素化評価として、スキンの板厚変化を模擬した成形治具を用いて、プリフォームの成形時の変形追従性についても確認した。

プリプレグでは十分な変形追従性が得られないため、100:1という大きな板厚変化率がスキンプライドロップ部に必要であったが、ドレープ性に優れるプリフォームは、板厚変化率が25:1でも成形品のウェブ面、コーナ部での繊維うねり、レジンスタープ等は確認されず、良好な品質を確保できた³⁾。

また、ウェブ中央の断面、フランジ断面の観察も実施したが、段差部での繊維の乱れ、ポイド等の発生は無く良好であった。

プリフォーム技術の確立により、連続した一定断面の材料供給で適切な形状の部品の成形が可能であり、コスト、重量の低減にも寄与できると考える。

以上のとおりプリフォーム技術を導入することにより、図10に示すとおり量産費はアルミ構造尾翼に比し約1.2倍程度にまで圧縮できる見込みを得た。構造様式を含めた複合材/A-VaRTMの低コスト化を検討し、更なる低コスト化と実機構造要素での実証が今後の課題である。

7. ま と め

7.1 材料の目処付け

現状のA-VaRTM材で、尾翼桁間・舵面に適用しうる品質安定性・強度を確保できる目処が得られた。今後は、部分構造、実大供試体による成形性、強度の評価を実施する。

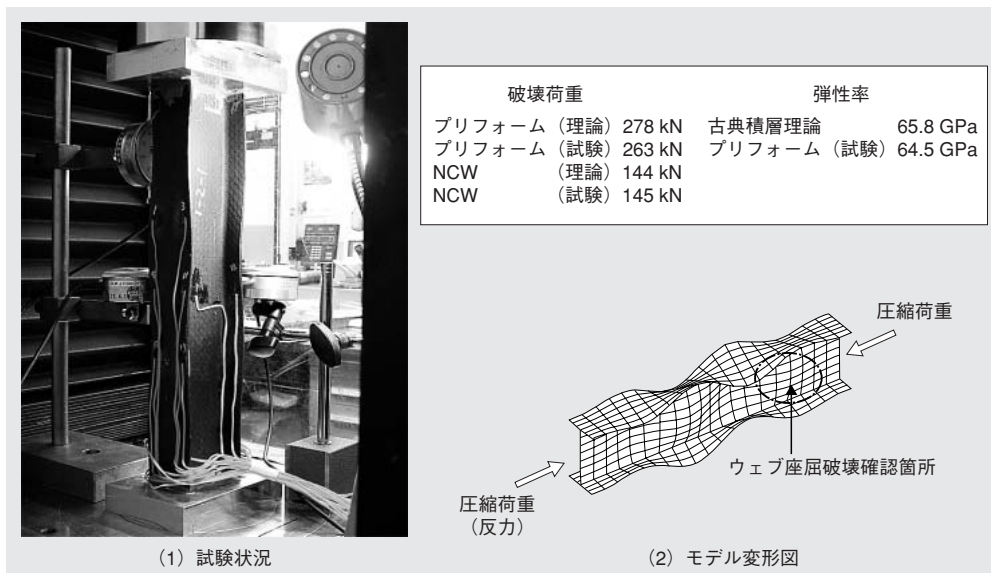


図9 ストリング単体の圧縮試験 NCWは試験値と理論値が一致したが、プリフォームは強度、弾性率とも試験値が低かった。

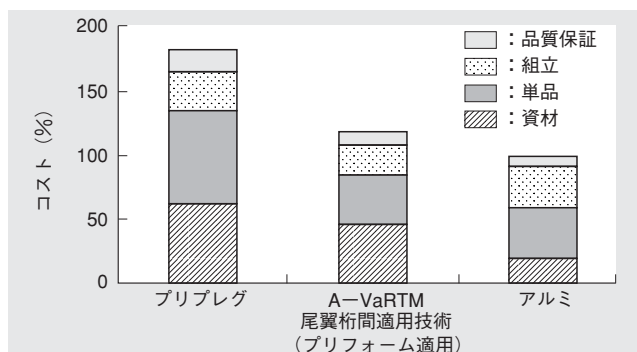


図10 尾翼桁間構造のコスト比較 プリフォームを適用することで、アルミ構造の1.2倍までコスト圧縮の見込みを得た。

7.2 低コスト化

低コスト化が期待できるプリフォーム技術は、現状ではNCWと比較して繊維の直進性やタフネスが十分でない。今後、製織メーカ・材料メーカとの協業を模索しながら、最適な適用方法を設定していく予定である。

今後は、実大構造要素を通じて、プロセス設定、強度確認、コスト評価を実施する。

7.3 適合性証明取得計画

A-VaRTM材の適合性証明取得に関しては、DER (Designated Engineering Representative: FAA (米国航空局) 認定審査代理人) から証明取得方法の助言

を得ながら、従来複合材と同様にビルディングブロックアプローチによるリスクの明確化、製造プロセスの確立、設計データの認証作業を検討していく。

参考文献

- (1) Toshio Abe, et.al., "A-VaRTM Process for primary aircraft structures", Proc. 25th Int. Conf. SAMPE Europe, Paris, April (2004)
- (2) Toshio Abe, et.al., "A-VaRTM Process and Z-Anchor Technology for Primary Aircraft Structure", Proc. 24th Int. Conf. SAMPE Europe, Paris, April (2003)
- (3) Toshio Abe, et.al., "A-VaRTM for primary aircraft structures", Proc. 26th Int. Conf. SAMPE Europe, Paris, April (2005)



武田文人



西山茂



林賢吾



子守康裕



須賀康雄



浅原信雄