

特 集 論 文

MRJ 尾翼桁間構造適用に向けた
A-VaRTM 技術開発A-VaRTM Technology Development for
Application to MRJ Empennage Box
Structure山下 満 広^{*1}
Mitsuhiro Yamashita坂 川 亨^{*2}
Toru Sakagawa武 田 文 人^{*3}
Fumihito Takeda木 俣 文 雄^{*4}
Fumio Kimata子 守 康 裕^{*1}
Yasuhiro Komori

VaRTM は高効率複合材成形プロセスの一つであるが、航空機一次構造への適用に耐えうる性能及び品質安定性の実現が困難であった。当社では、この VaRTM 技術を基に“A-VaRTM”技術として、高品質かつ製造の効率化に向けた改良・開発を続けている。昨年度までの実大垂直尾翼桁間構造を含めた試作及び強度試験により、実大構造体レベルの工作性や、品質及び構造解析予測値との整合性を確認し、A-VaRTM 技術の航空機一次構造体への適用について、めどが得られた。まずは A-VaRTM 技術を MRJ 尾翼桁間構造に適用し、機体の TC 取得を実施した上で適用範囲の拡大を目指す。

1. は じ め に

民間航空機では、機体の重量軽減が運用コスト削減につながることから、アルミ合金と比較して比強度に優れた炭素繊維強化複合材料 (CFRP) の適用が盛んに進められている。しかし、従来から民間航空機用複合材料として用いられているプリプレグは材料コストが高く、その成形に用いるオートクレーブにも多額の設備費用を必要とすることが課題である。このため、年々適用範囲が拡大される複合材料はその成形法を含め、より製造効率の高い技術であることが求められてきている。当社では平成 15 年度に開始した、(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) 助成事業“環境適応型高性能小型航空機研究開発”の中で、製造効率の向上と軽量化を同時に実現すべく、A-VaRTM (Advanced Vacuum assisted Resin Transfer Molding) 技術の航空機一次構造適用のための開発を進めてきた。

2. A-VaRTM 技術の概要

VaRTM は、大気圧と真空圧の差圧を利用して液状樹脂を吸い上げ、積層した繊維又は織物に樹脂を含浸させ、加熱硬化する複合材成形法である。この成形法はプリプレグやオートクレーブを使用しないため、高効率複合材成形が可能であると期待されている。図 1 に従来成形法との違いを示す。

A-VaRTM (Advanced VaRTM) 技術は、VaRTM プロセスを航空機一次構造部材に適用するため、東レ (株)とともに共同開発を実施してきた技術であり、従来の VaRTM 技術を基に航空機一次構造部材適用を目指して、主に以下の改良を行っている。

- ① 高品質高強度な強化繊維基材の採用
 - ② 複合材のタフ化をねらい、熱可塑粒子を適用
 - ③ 高い Vf (繊維体積含有率 = 繊維の体積 / 成形品の体積 × 100) を得るための成形プロセス最適化
- このような改良を盛り込んだ A-VaRTM 技術での

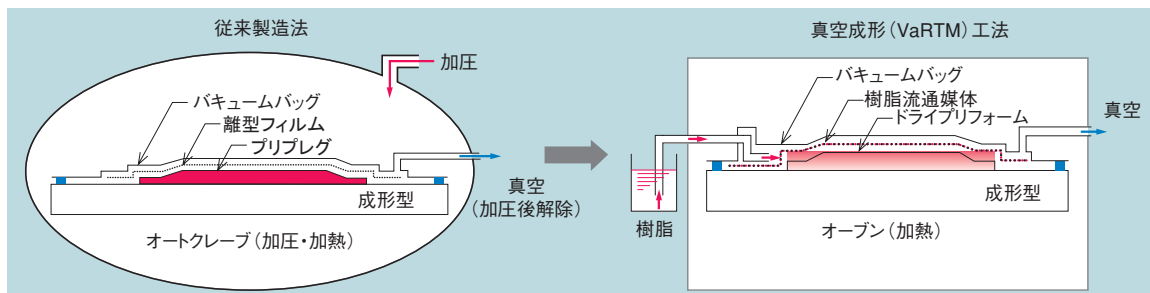


図 1 複合材成形法の差異
VaRTM 工法では高価なオートクレーブが不要。

^{*1} 三菱航空機 (株) 機体設計部構造グループ

^{*2} 三菱航空機 (株) 機体設計部構造グループリーダー

^{*3} 三菱航空機 (株) 機体設計部システムインテグレーショングループ主席

^{*4} 名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体強度研究課

クーポ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レベルまで向上した⁽¹⁾。並行して実施した各種構造要素試験の結果から、実機への適用のめどが得られたため⁽²⁾、実大レベルの供試体による強度試験を計画し、実施した。

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成型品	プリプレグ成型品
0°単層板引張強さ (MPa)	RT	2 890	2 960
0°単層板弾性率 (GPa)	RT	150	153
0°単層板圧縮強さ (MPa)	RT	1 570	1 500
	82°C Wet	1 250	1 280
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

材料及びプロセスの改良により、A-VaRTM材はプリプレグ材と同等の力学特性を有する。

3. 実大垂直尾翼模擬供試体の製作

A-VaRTM 成型品の航空機一次構造適用性に関する評価の一環として、実機構造体レベルの工作性確認を行うため、東レ(株)と共同で実大垂直尾翼模擬供試体の製作を実施した。

供試体仕様は垂直尾翼の桁間構造を想定した外形状及び荷重を用いて設定した。供試体はスキンとストリンガのコボンドパネル、スパー及びリブにより構成し、ファスナ結合によって組立を行った。

実大構造体レベルの製作で確認すべき項目として、プライドロップオフ部の品質評価が挙げられる。プライドロップオフ部は複合材成型品における板厚変化部の中で、積層プライを成型品途中で減少させて板厚を薄くしていくため、段差が生じる部分である。従来プリプレグ成形では、基材に半硬化した樹脂が含浸されているため、プライドロップオフをともなう三次元形状に追従させようとすると、図2に示すようにしわが発生するリスクが高いため、プライドロップオフの設定にある程度の制約がある。一方、VaRTMでは樹

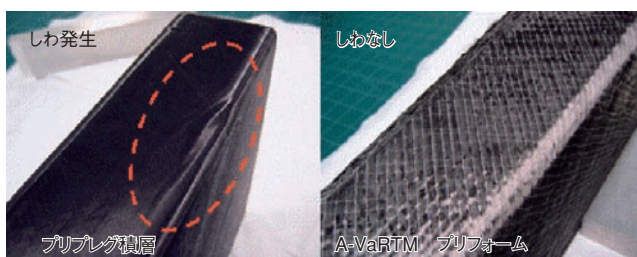


図2 A-VaRTM とプリプレグの形状変化部での成形性差異
A-VaRTM では形状変化に対するプリフォームの追従性が高いため、しわが発生しにくい。

脂が含浸されていないドライファブリックを使用するため、三次元形状へのなじみが良く、しわの発生リスクも軽減される。今回の供試体においても、コボンドパネル、スパーともにプライドロップオフ部でのしわなどの、品質低下は発生しなかった。

さらに熱可塑性粒子を利用して、ドライプリフォームの形状を維持し、かつプリフォームを高密度化させるホットコンパクションを適用することにより、成形時のプリフォームのハンドリング性を向上させるとともに高 Vf 化をねらっているが、ほぼ目論見どおりの Vf を達成した。

図3のような、基本となる積層構成をあらかじめパターン化させておき、それらを組み合わせて必要な積層比率となるようレイアップするマルチスタック工法や、図4に示すような自動でストリンガを T 型化するプリフォーム装置を考慮した高効率製造法のめど付けも確認できた。

これら成型品をファスナ結合によって組立を行ったが、単品成型品の品質に起因する課題を含め、特に問題は生じず、A-VaRTM 技術による一次構造体製作が実現可能なレベルにあることが確認できた。完成した供試体写真を図5に示す。

4. 実大垂直尾翼模擬供試体の強度試験

A-VaRTM 技術で成形した実大構造体が強度の観点でも成立することを確認するために、3項の実大垂直尾翼模擬供試体を用いて実機想定負荷荷重を負荷する

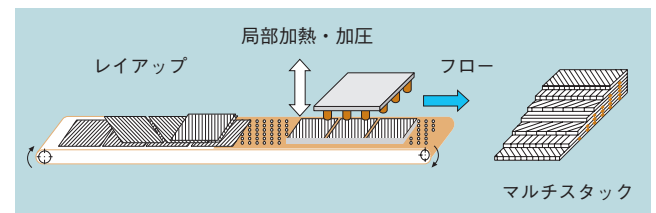


図3 自動マルチスタック装置概要図
基本積層構成をキット化するコンセプトで、効率の良い積層作業が可能。

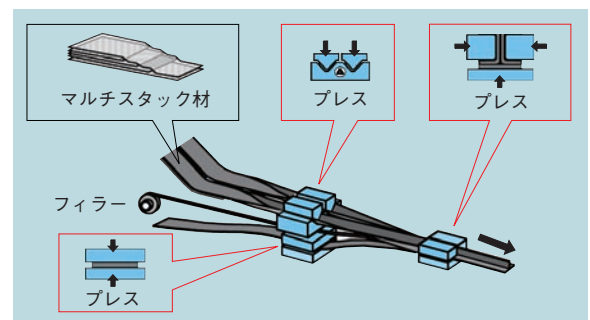


図4 自動ストリンガプリフォーム装置概要図
マルチスタックとの組み合わせで効率的なプリフォームの自動化が可能。



図5 実大垂直尾翼模擬供試体
効率的な製造法でも大きな問題なく実機相当品の製作ができた。

静的試験を(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)との共同研究として実施した。この試験は実機設計コンセプトの検証及び解析手法との整合性確認を目的とした。

試験はJAXA 調布飛行場分室にて実施し、実機垂直尾翼としてクリティカルとなる荷重ケースである最大曲げ+せん断ケースを想定して荷重を負荷、データの計測を行った。供試体セットアップ時の状況を図6に示す。

供試体にはスキン、ストリング、スパー及びリブに



図6 実大試験セットアップ状況
JAXA との共同研究にて試験実施。

ひずみゲージを貼付して試験時のひずみを測定した。また、スパーには変位計を取り付けて変位を測定した。荷重負荷は実機で想定される最大荷重を100%として、5~20%単位のステップで負荷荷重を増加させ、有害な永久変形を起こすことなく100%荷重まで耐荷し、構造コンセプトの検証ができた。

また、積層理論を用いたFEM解析との比較では、ひずみの分布は図7に示す解析結果とほぼ一致し、解析手法の妥当性の確認ができた。さらに、一般部のひずみの値が5%以内の誤差に収まり、非常に良い相関を示した。これにより、A-VaRTM技術の実大構造体レベルにおける強度成立性も確認できた。ただし、翼根継手部の荷重分担については十分な解析予測ができたとは言えず、今後解析モデルの構成とともに検証が必要との課題も認識できた。

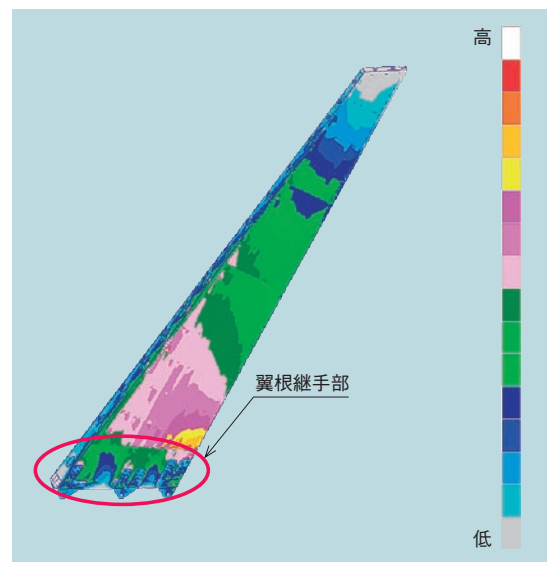


図7 FEM解析によるひずみ分布
おおむね試験結果と解析予測は良い一致を示したが、翼根継手部の解析手法は今後の課題。

5. 品質安定性の評価

実大構造体の品質安定性を評価するために、図8のように、強度試験終了後の実大垂直尾翼模擬供試体を切断し、切り出し供試体を製作、静強度圧縮試験を実施した。あわせて成形品のVf確認、切り出し面の断面観察も行った。

切り出し試験の供試体は、実大供試体のスキンから広範囲にわたって総数35体を切り出した。Vf計測の結果、実大構造体レベルでの成形で課題とされていたVfのバラつきは小さく、CV値(Coefficient of Variation = 標準偏差/平均値 × 100)で、わずか2%であった。また、厚板部の低Vf化が懸念されていたが、最大板厚の52 ply 部分でも最小板厚16 ply 部分と同



図8 実大供試体切断
強度試験後の実大供試体を切り出し、品質確認を実施した。

等の Vf を実現しており、実大構造体レベルでの品質安定性も確認できた。圧縮試験結果からは、弾性率に関しても大きなバラつきがないことが確認された。また、切り出し供試体の断面観察から、一部リンクルが確認できたが、弾性率、強度ともに健全な供試体と同等の値を示した。このことから、現状の成形プロセスにおいて発生すると考えられる最大リンクルは、剛性及び強度低下に影響を与えないと考えられる。

6. ま と め

平成 19 年度に実施した実大垂直尾翼模擬供試体製作及び強度試験において、A-VaRTM 技術が工作性、強度及び品質安定性の観点から、航空機一次構造部材への適用に対して十分な特性を有していることが確認できた。

今後、更なる高品質・高効率化に向けた検討を進めるとともに、MRJ の尾翼桁間構造適用に向けた TC 取得試験を JAXA など、社外のリソースも活用し、本技術の実機適用を目指す。

また、将来的には本技術の適用範囲を他自社製品へ広げていく。

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) 武田文人ほか、航空機複合材一次構造への VaRTM 適用化研究、三菱重工技報 Vol.42 No.5 (2005) p.220



山下満広



坂川亨



武田文人



木俣文雄



子守康裕