

# 炭素繊維複合材成形技術開発 の概要について

平成27年11月16日  
三菱航空機株式会社

# 目 次

1. プロジェクトの概要
2. 目的・政策的位置付け
3. 目標
4. 成果、目標の達成度
5. 事業化、波及効果
6. 研究開発マネジメント・体制等
7. 中間評価結果

# 1. プロジェクトの概要

## 概要

メタル材に比べ軽量である炭素繊維複合材を用いた部材・製品の普及を図る為、強度・品質安定性を保持しつつ複雑な設備を要しない炭素繊維複合材成形技術（VaRTM成形技術）開発や、従来プリプレグ材を用いた成形方法の高度化技術開発等を実施し、小型航空機サイズの試作機（供試体）による実証を通じて当該技術を確立する。これにより、幅広い輸送機械等における炭素繊維複合材の適用拡大を図り、エネルギー使用合理化に資することを目的とする。

## 実施期間

平成20年度～平成26年度（7年間）

## 予算総額

70億円（補助（補助率：50%））

（平成20年度：9.6億円 平成21年度：21.2億円 平成22年度：14.6億円  
平成23年度：11.6億円 平成24年度：11.6億円 平成25年度：0.5億円  
平成26年度：0.6億円）

## 実施者

三菱航空機株式会社

## プロジェクト リーダー

岸 信夫 取締役副社長執行役員

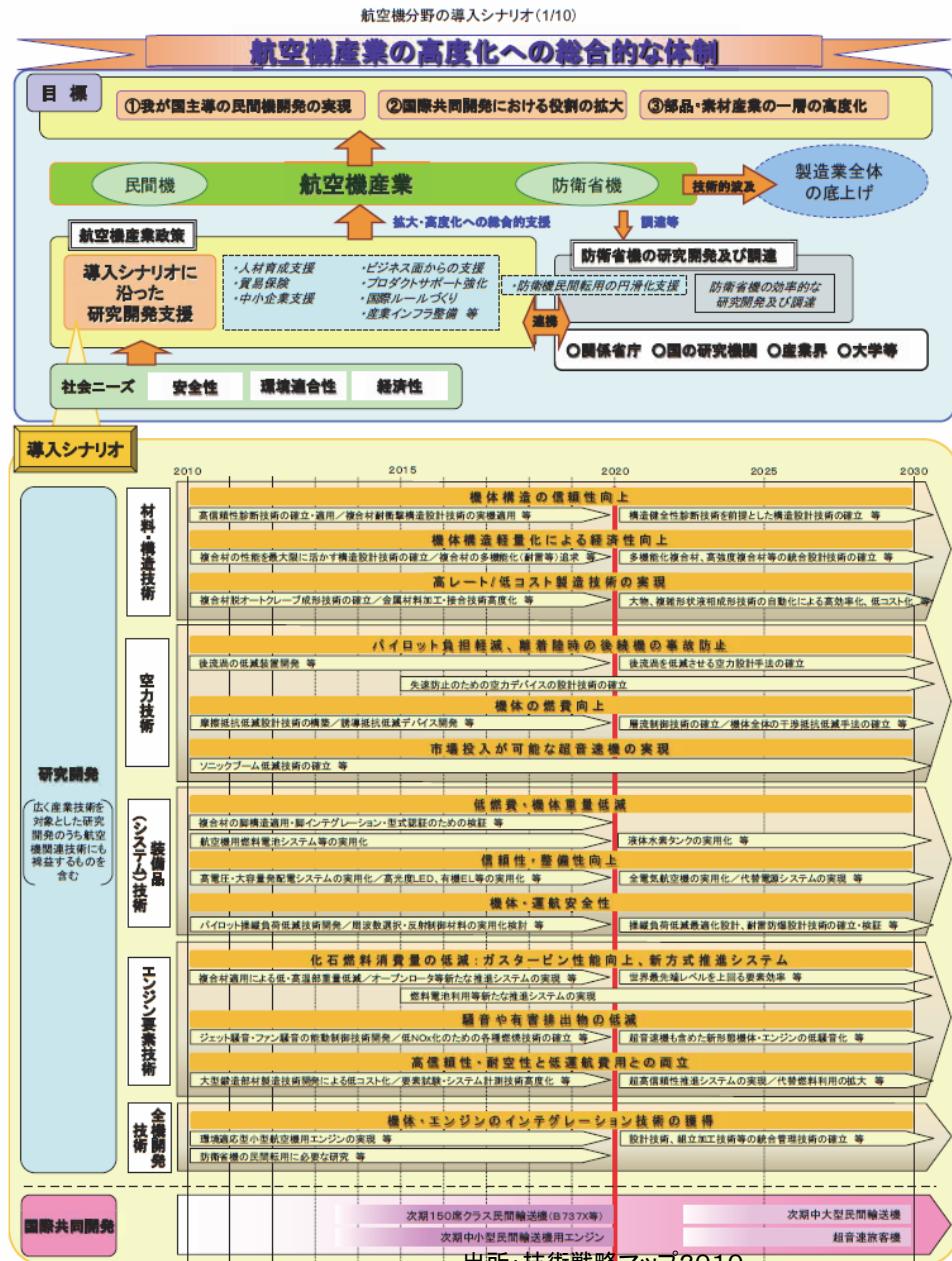
## 2. プロジェクトの目的・政策的位置付け

## 事業目的

航空機、自動車及び鉄道から船舶に至るまでの幅広い輸送機械等における炭素繊維複合材の適用範囲を拡大することにより、エネルギー使用の合理化に資することを目的とし、VaRTMと呼ばれるオートクレーブを用いない先進的な炭素繊維複合材成形技術の研究開発及び実大規模の実証を行うことを目的としている。

## 政策的位置付け

本事業はオートクレーブを用いない炭素繊維複合材成形技術の開発を目指しており、経済産業省が策定している『技術戦略マップ2010』の航空機分野の導入シナリオにおいて「複合材脱オートクレーブ成形技術の確立」として記載されている研究開発項目の一つと位置づけられる。



### 3. 目標

要素技術	目標・指標	妥当性・設定理由・根拠等
(1)VaRTM材料仕様の設定	材料特性試験を完了し材料仕様を確立する。	航空機の一次構造へ適用するには、物理・化学・機械特性を再現性よく満足する必要があり、それを実現する材料仕様を設定する。
(2)VaRTMプロセスの製造安定性確立	プロセススペックを制定するとともに、製造時欠陥影響を確認する。	航空機の一次構造への適用には、安定的に製品を製造可能なプロセススペックの制定が必要である。
(3)実大規模の供試体設計のための設計許容値確立	試験により設定した許容値に対する低下リスクを排除する。	設計許容値試験を実施して設計許容値を設定する必要がある。
(4)実大規模での技術成立性実証	小型航空機サイズの試作機(供試体)を製作し、開発した成形法の成立性・妥当性を最終検証する。	開発した成形法の成立性・妥当性を最終検証するには、実大規模の航空機を供試体として用いた実証を行い、所定の安全性審査をクリアすることにより、それらの技術的成立を確認することが必要である。

## 4. 成果、目標の達成度

要素技術	目標・指標	成 果	達成度
(1)VaRTM材料仕様の設定	材料特性試験を完了し材料仕様を確立する。	VaRTMの材料スペックについて航空局に規定適合性証明計画と共に、三種の材料スペックについて審査いただき、内容について合意を得た。	達成 (P.6)
(2)VaRTMプロセスの製造安定性確立	プロセススペックを制定するとともに、製造時欠陥影響を確認する。	成形プロセスやNDIプロセスについて、各種成形・評価試験を実施し、スペックにフィードバックをかけ、大きなリスクはないことを確認した。	達成 (P.7-14)
(3)実大規模の供試体設計のための設計許容値確立	試験により設定した許容値に対する低下リスクを排除する。	設定したVaRTM尾翼桁間仕様の中で大きな強度低下リスクのあった、インパクト付与後のパネル強度や二軸荷重試験で許容値に大きく影響を与えないことを確認した。	達成 (P.15-19)
(4)実大規模での技術成立性実証	小型航空機サイズの試作機(供試体)を製作し、開発した成形法の成立性・妥当性を最終検証する。	周辺構造との関連も含め実大実証の基になる尾翼設計仕様を設定できた。	達成 (P.20-22)

# (1) VaRTM材料仕様の設定

## ◆ 材料スペック構成: 以下の三種類で設定した。

- 炭素繊維材料スペック
- 織物基材材料スペック
- 樹脂材料スペック

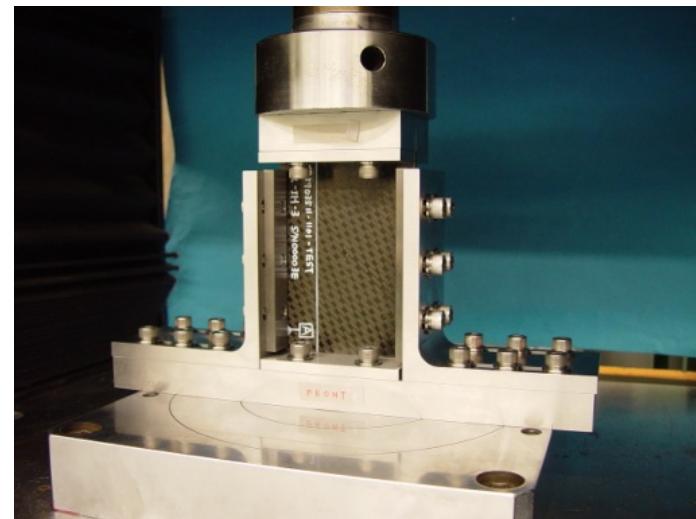
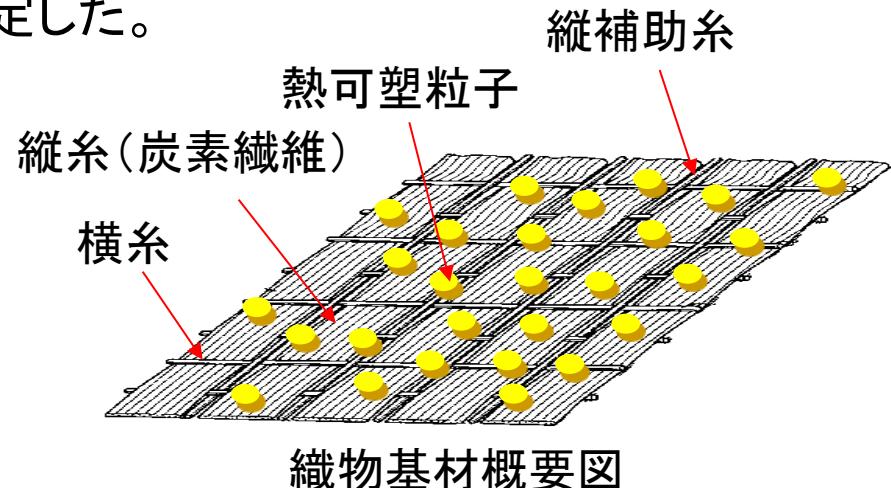
## ◆ 規定適合性の証明:

民間航空機として遵守すべき規定に適合するか, を記載したCertification Plan(適合性証明計画書)及び材料スペック/材料特性試験方案を航空局に審査いただき, 適合性判定を取得した。

## ◆ 材料特性試験の実施:

適合性判定を取得した試験方案に従い, 炭素繊維・織物基材・樹脂材料の試験を実施した。

試験及び評価を全て完了し, 物理特性・化学特性・機械特性の要求値を設定した。



材料特性試験状況

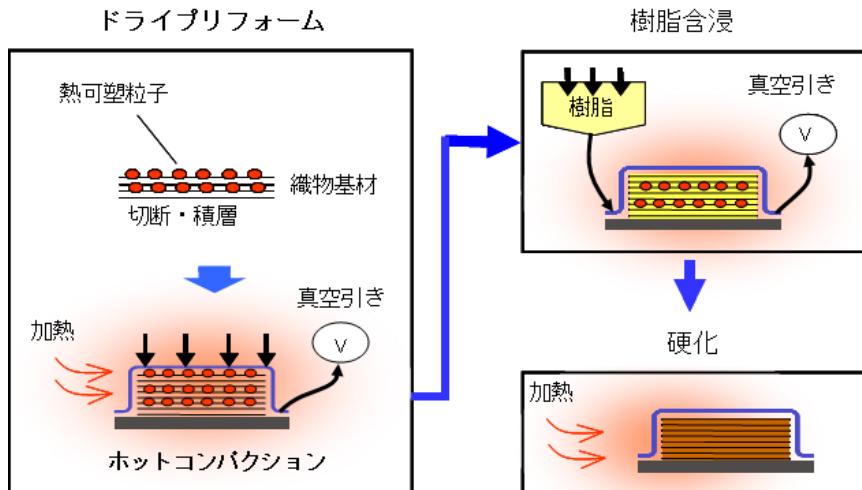
## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

### ◆ VaRTMプロセス:

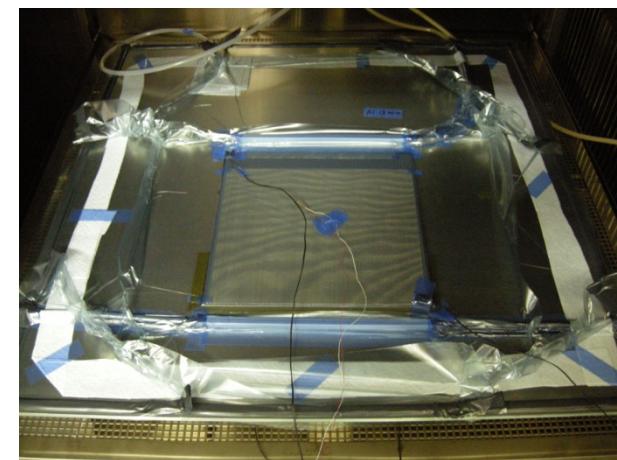
- 熱可塑粒子を活用し、従来プリプレグと同等の成形性が確保できるよう工夫した。
- ホットコンパクションにより板厚のばらつきを最小化した。  
→ 安定した製造品質を確保するプロセススペックを確立した。
- 制定したプロセススペックは、適合性判定を取得した。

### ◆ VaRTMプロセススペックの妥当性検証試験:

- プロセスウインドウ等の妥当性を検証する為、温度条件等を考慮した試験を行い、安定した品質を確保できることを確認し、必要に応じてプロセススペックへフィードバックした。



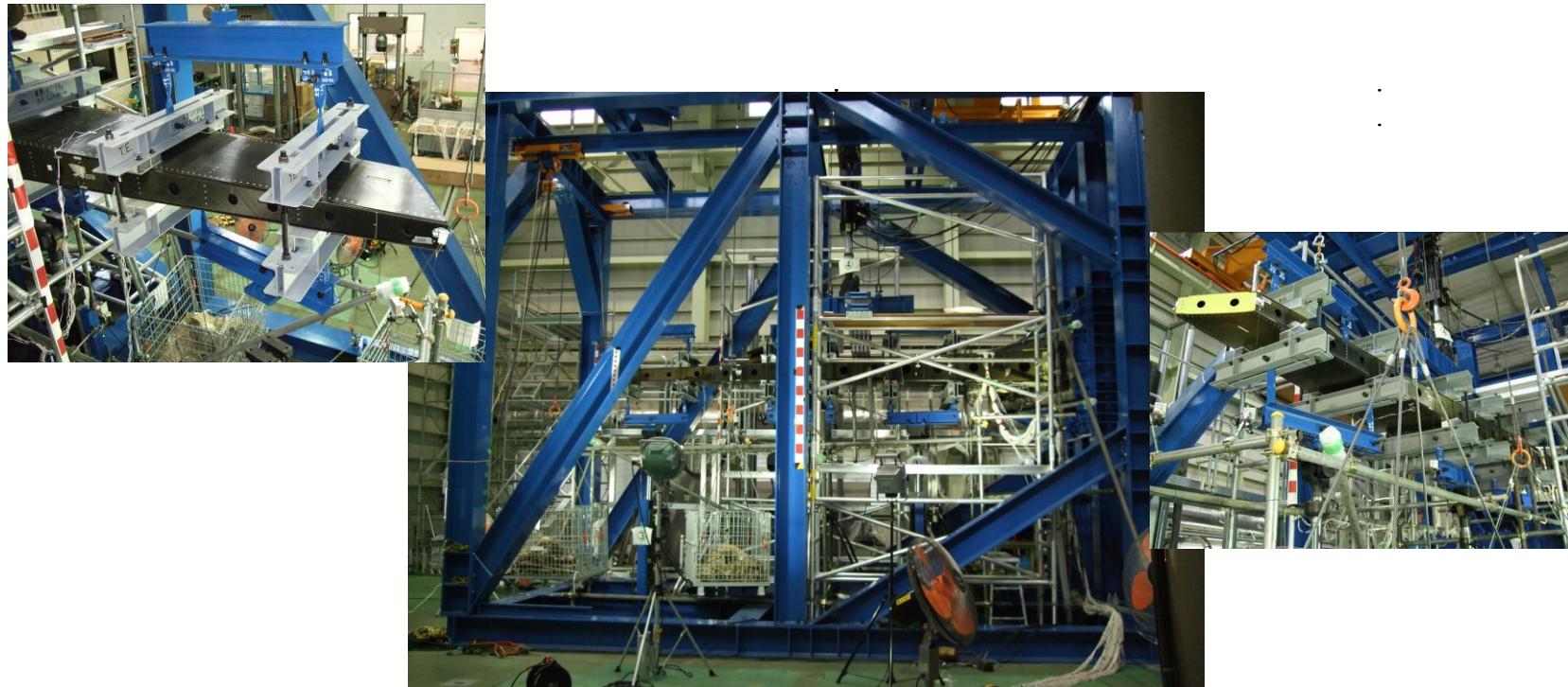
VaRTMプロセスの概要



成形プロセス確認試験状況

## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

- ◆ 実大垂直尾翼桁間模擬強度試験: ※強度試験自体は本事業以前の成果
  - 実大強度試験および試験後断面観察評価等の検討結果から、実機適用に必要な許容欠陥サイズ(層間の剥離を想定)およびNDIプロセススペックを規定した。



垂直尾翼桁間模擬実大強度試験と断面観察写真

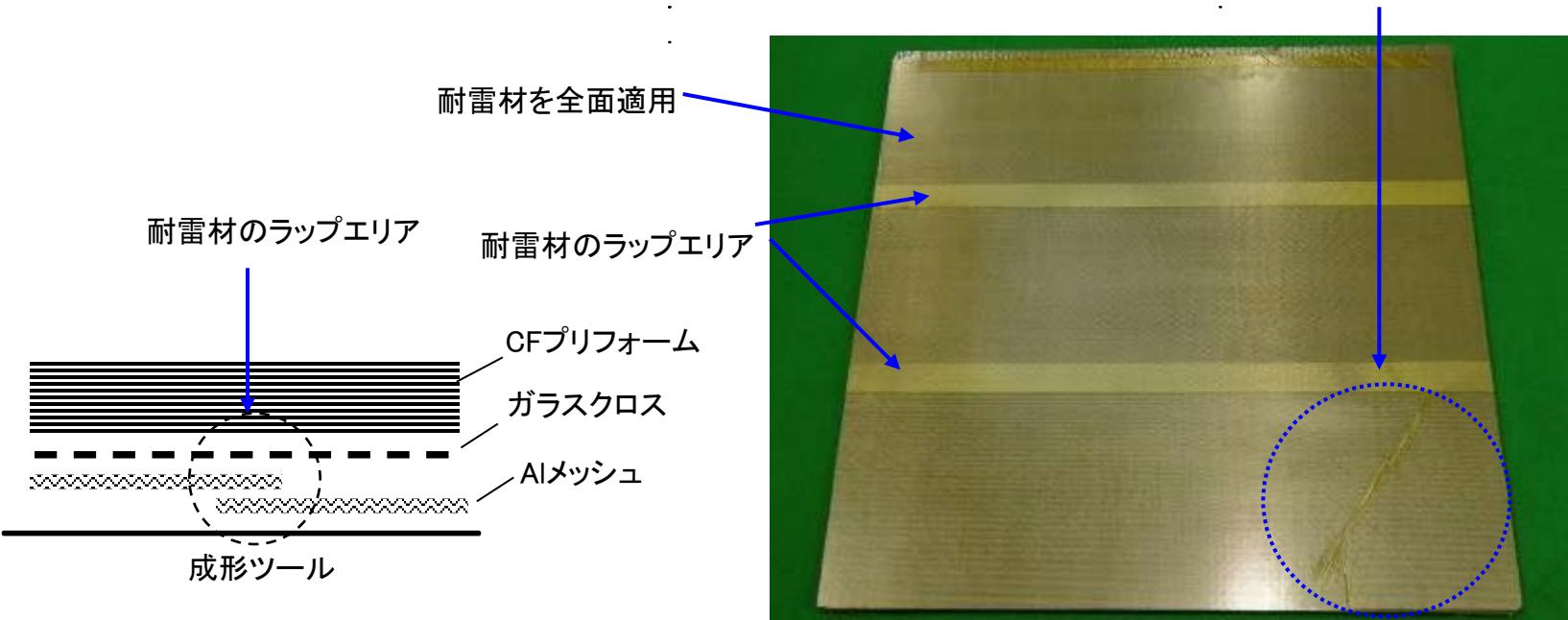
## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

### ◆ 一次構造部への適用を考慮した成形試験:

- 金属部材とCFRP部材の結合部に対する異種金属間電蝕防止対策や翼端部への雷撃を想定した耐雷保護対策が必要となる。
- VaRTM成形プロセスにガラスクロスや耐雷材を加えることによる品質低下はないことを確認した。

CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastic

耐雷材による表面うねり状態を模擬し、品質低下を目視で検査可能であることを確認

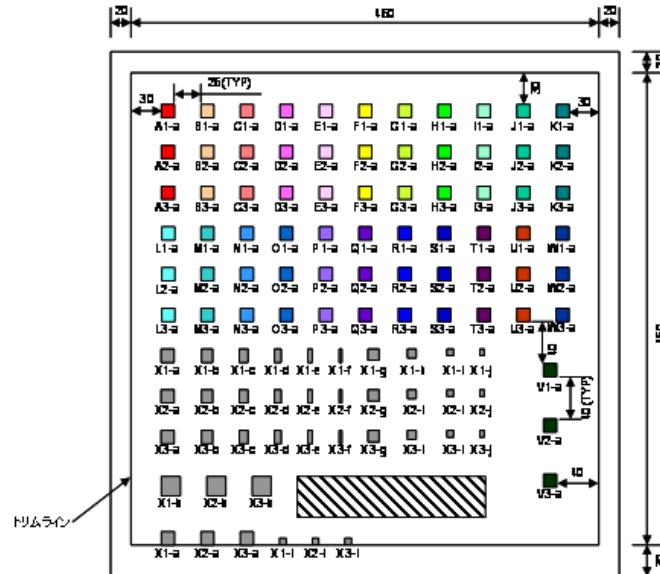


ガラスクロス材及び金属耐雷材入りVaRTM成形評価

## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

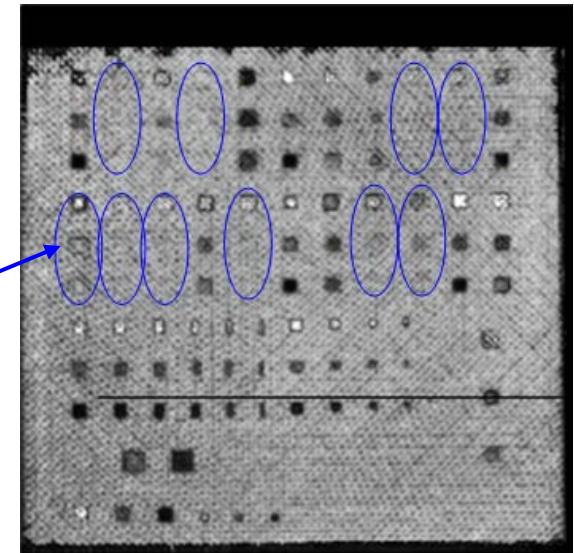
### ◆ 異物混入時NDI検出評価試験：

- 積層時の異物として混入しうる可能性があるものを許容欠陥サイズで意図的に混入し、NDI検出可能かを評価した。
- 大半の想定すべき異物は検出可能であること確認した。一部の異物は、検出性の低いことも分かった。
- 成形プロセスで検出困難な異物混入をコントロールするとともに、UTの条件決定のプロセスを設定するプロセスを確立させた。



異物混入配置図

検出性が低い  
可能性のある  
異物



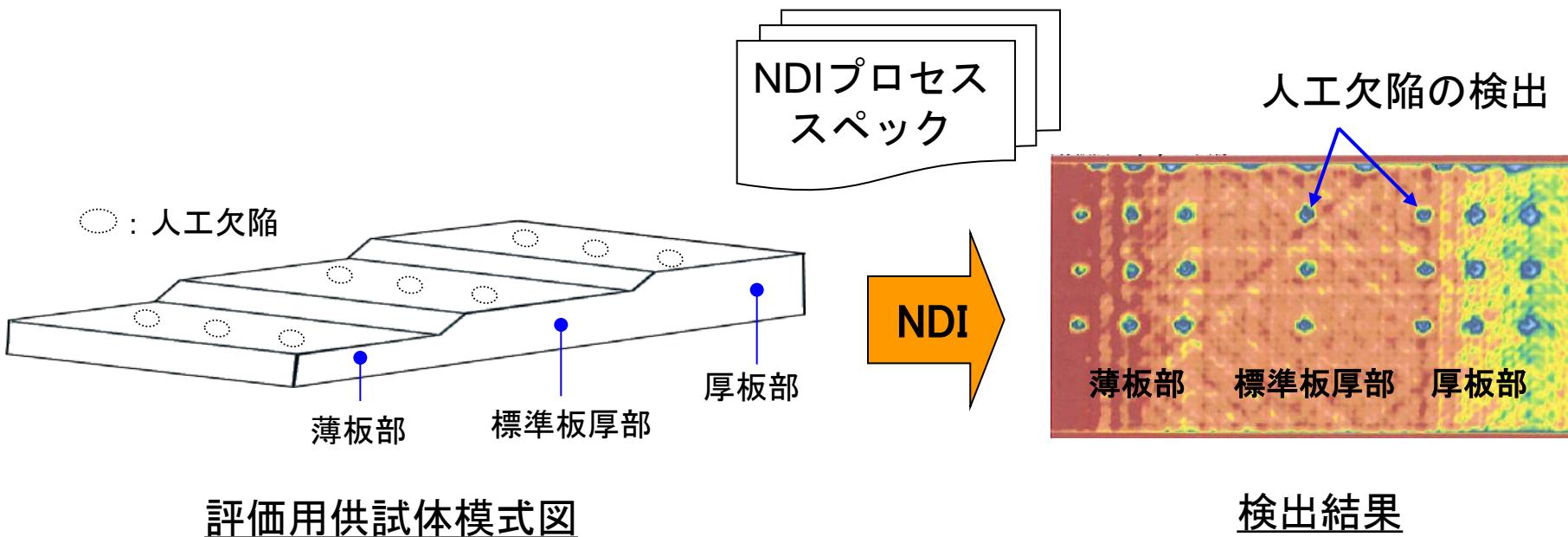
異物混入NDI評価結果

NDI評価写真

## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

### ◆ NDIプロセススペックの設定:

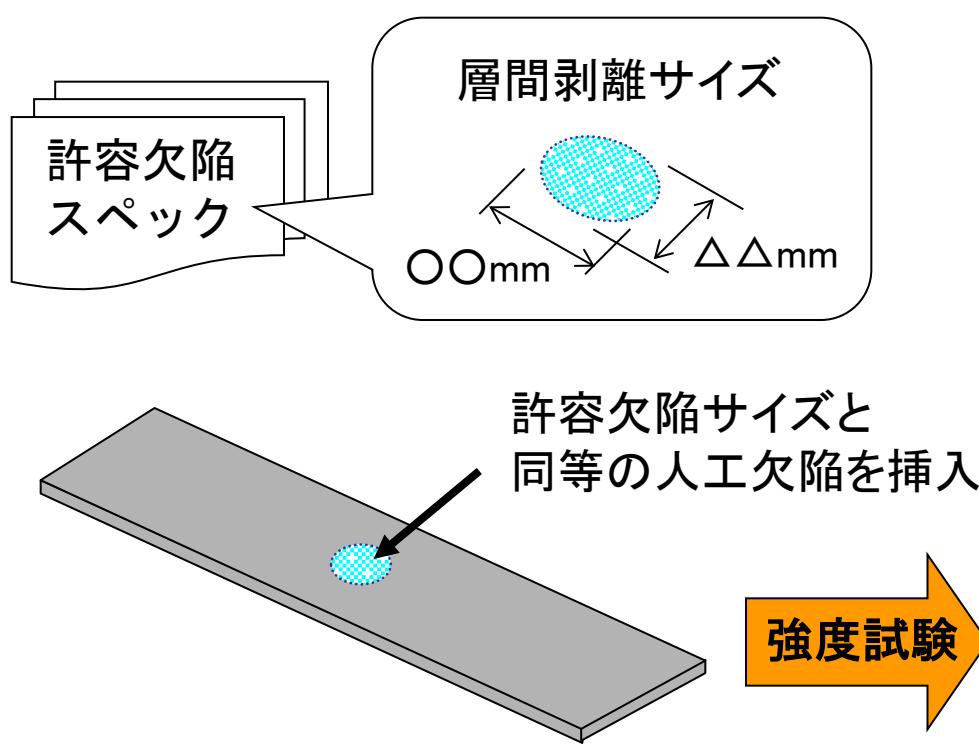
- NDI検出性評価試験の結果をもとにNDIプロセススペックを制定し、適合性判定書を取得した。
- NDIプロセススペックの有効性を実証するため、試作機の板厚のバリエーション及び板厚変化を模擬し、人工欠陥を挿入した供試体を用いた評価試験を実施し、十分な検出性を示すデータを得た。



## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

### ◆ 製造許容欠陥サイズを規程するスペックの制定:

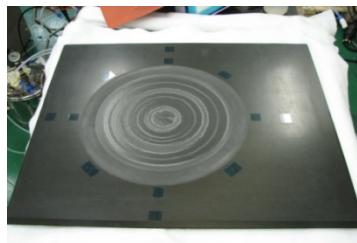
- 実大強度試験および断面観察評価等の検討に基づき、許容欠陥サイズを規定するスペックを制定した。
- 許容欠陥による強度の大きな低下等の事象発生有無を確認するため、人工欠陥を挿入した供試体を作成し、強度評価試験を実施した。



## (2) VaRTMプロセスの製造安定性確立

### ◆ 損傷時修理の基本プロセスの設定:

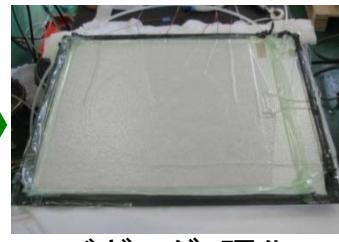
- 製造時及び飛行・離着陸時に生じた強度回復が必要な損傷について安定した修理方法を確立する必要がある。VaRTMプロセス特有の成形技術を考慮しながら基本となる修理プロセスを設定した。
- 設定した基本プロセスをもとに強度試験を供試体を製造し基本的な強度試験を実施、強度回復効果を確認することで、プロセスを確立した。



スカーフ加工



パッチ積層



バギング・硬化

修理完了

設定したプロセスを  
基に供試体製造し  
試験実施



損傷付与後試験



低温条件試験

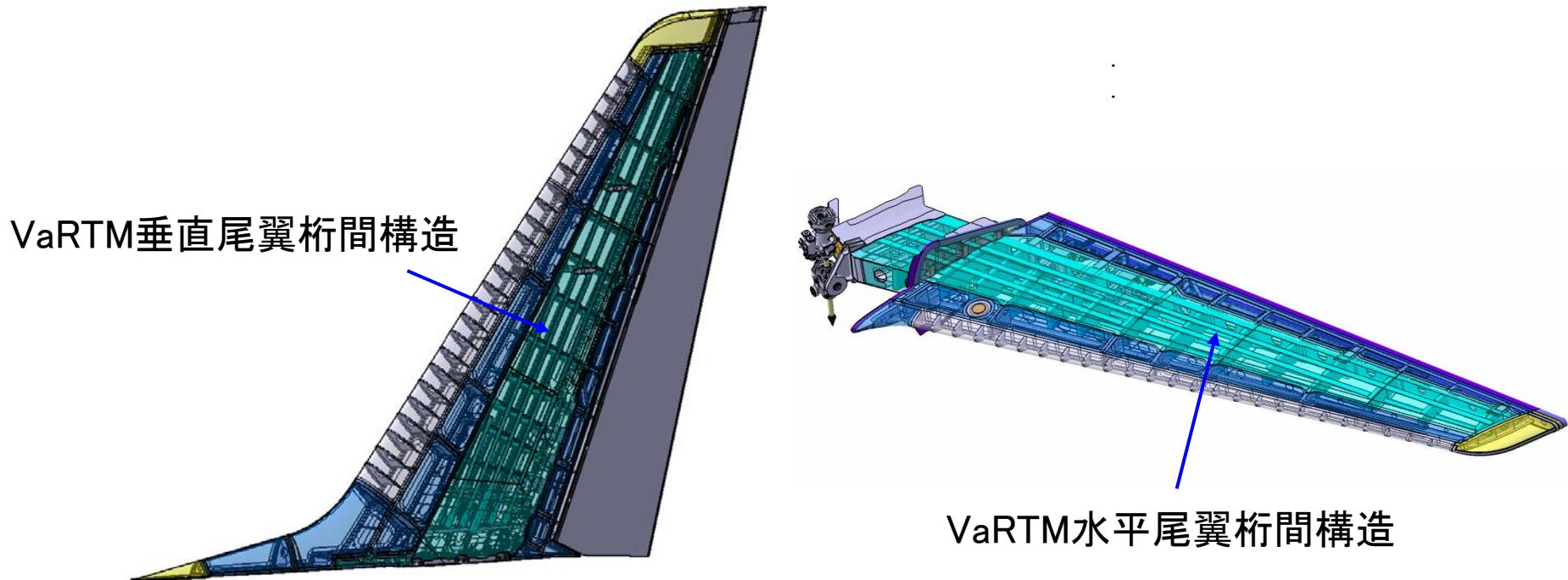
強度データ取得試験

スカーフ修理の基本プロセス設定試験

### (3) 実大規模の供試体設計のための設計許容値確立

#### ◆ 試作機尾翼仕様の設定:

- VaRTM構造と胴体部・舵面部や前縁部等の金属部品とのインターフェイス・結合様式も含めた細部詳細設計を実施し, CATIAモデルを作成すると共に部品系列表(パーツツリー)も作成した。



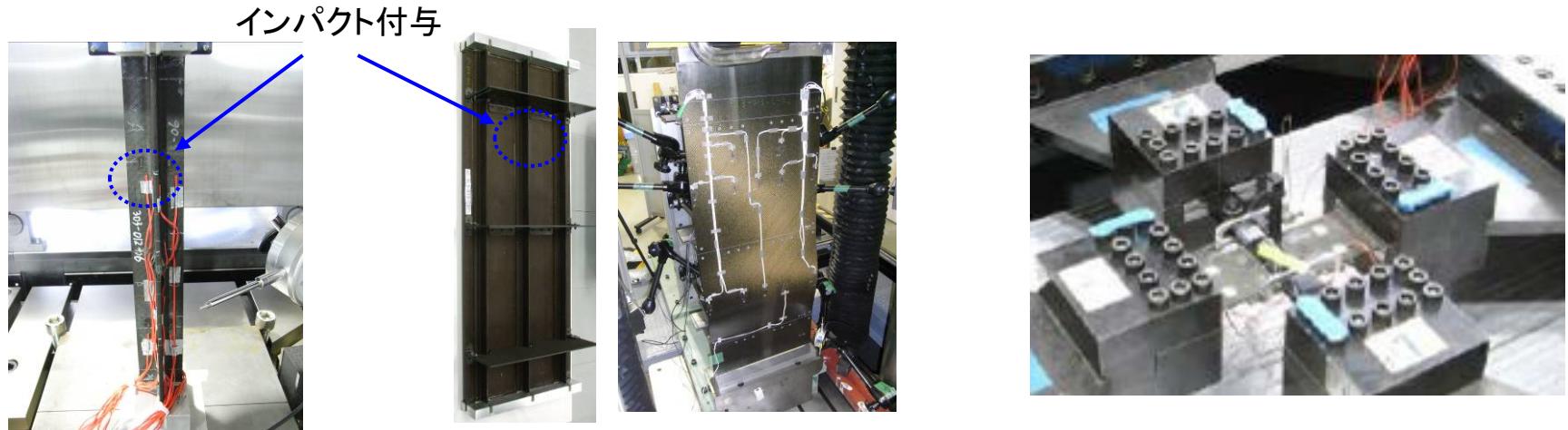
VaRTM技術を用いた尾翼桁間構造と周辺構造の詳細設計図

### (3) 実大規模の供試体設計のための設計許容値確立

#### ◆ 構造仕様に対するリスク評価強度試験:

設定した仕様に対し、下記のVaRTM特性の低下リスクを確認した。

- T型断面VaRTMストリンガへの衝撃付与後の強度
  - 舵面等の取付部での二軸方向荷重によるVaRTM継ぎ手強度
- 確認の結果、現状設定している許容値に影響はないことを確認した。



BVIDストリンガ/パネル圧縮試験・トランスバースベアリング(二軸荷重継ぎ手)試験

BVID: Barely Visible Impact Damage

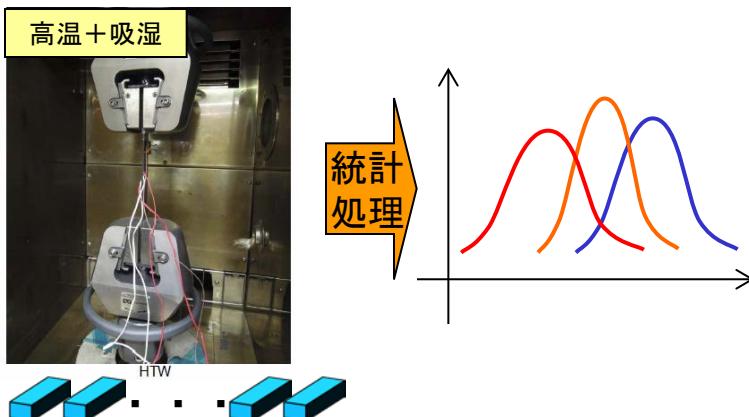
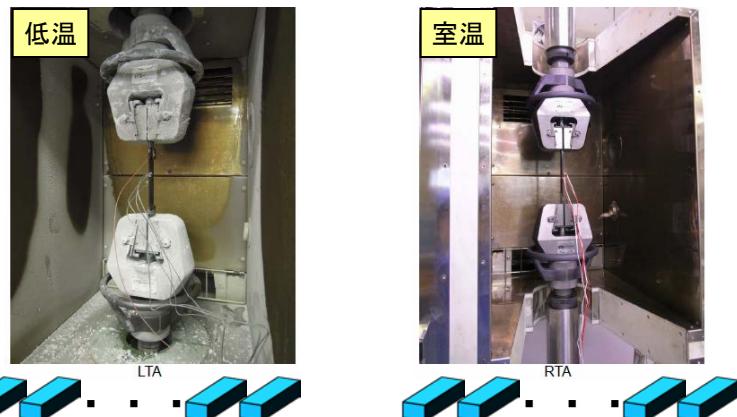
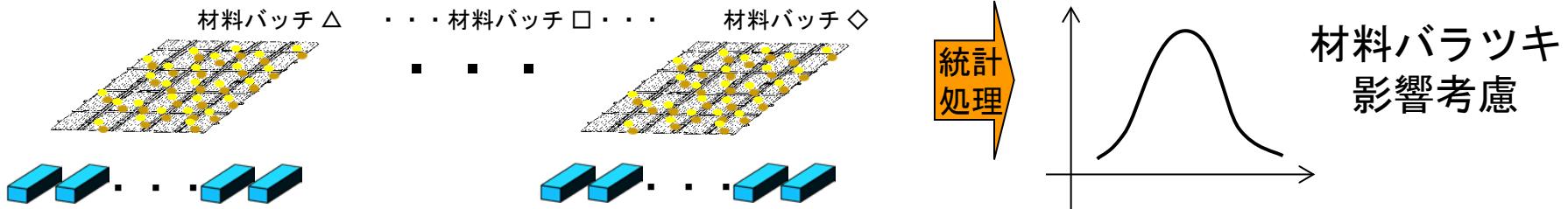
### (3) 実大規模の供試体設計のための設計許容値確立

- ◆ VaRTM前桁構造の適合性証明計画に対するリスク評価試験:
    - 尾翼へ3.6kg(8ポンド)の鳥が衝突しても安全に飛行できることを証明することが必須であり、前縁部を貫通してVaRTM桁間に至る可能性の有無につき確認する必要がある。
    - 前縁部で試験に基づく解析保証ができれば、VaRTM前桁への直接的な鳥衝突影響を回避できる。
- 確認の結果、変形全体の解析を含めた評価が可能であることが判明した。

### (3) 実大規模の供試体設計のための設計許容値確立

#### ◆ 統計的手法を用いた設計許容値の確立:

- 設計許容値を設定するにあたり、材料のバラツキ及び環境影響を考慮するため、各々をファクタとしたクーポンレベルの試験を実施し、データを取得した。
- 試験でデータを基に、統計的手法を用いて設計許容値を設定した。



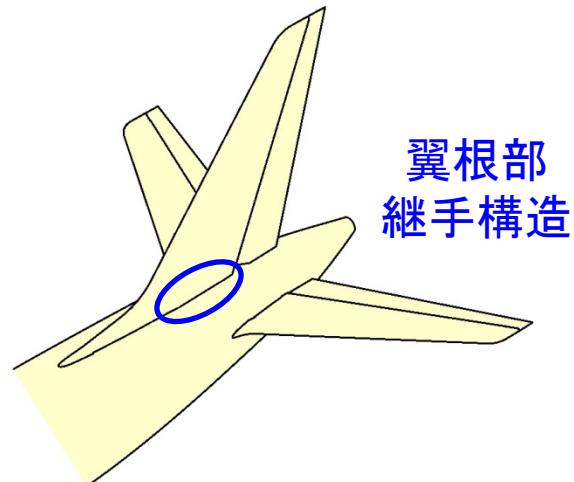
### (3) 実大規模の供試体設計のための設計許容値確立

#### ◆ 統計的手法を用いた設計許容値の確立:

- クーポンレベルでの取得データを基に設定した設計許容値が、試作機の構造仕様に対して有効であることを確認するため、試作機の翼根部の継手構造を模擬した“厚板”・“大口径”・“異種材結合”の供試体を用いて強度試験を実施し、その有効性を確認した。



強度試験状況



翼根部  
継手構造

## (4) 実大規模での技術成立性実証

### ◆ モックアップを用いたVaRTMインターフェイス部検証

- 実大規模での技術成立性実証に先立ち、VaRTM桁間構成部品の胴体インターフェイス部を想定した木製モックアップを製作し、アクセス性等試作機尾翼桁間仕様の課題を抽出した。  
→アクセスに関する大きなリスクは無いことを確認すると共に、(3)のVaRTM桁間構造へのフィードバックを実施した。



検討作業風景



水平尾翼桁間翼根周辺部



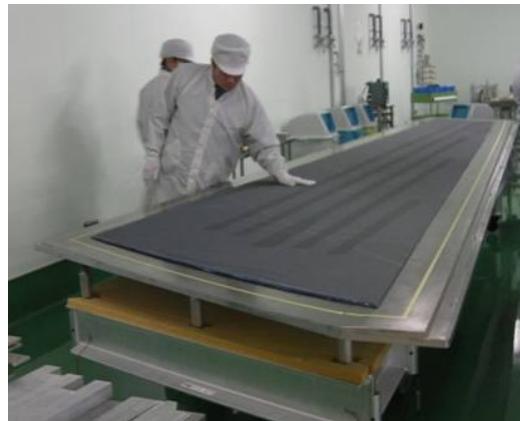
垂直尾翼桁間翼根周辺部

尾翼桁間モックアップアクセス性評価

## (4) 実大規模での技術成立性実証

### ◆ 実大工作試験による技術成立性検証(1/2)

- これまでに選定した材料および設定してきたプロセスを用いて、実大規模での技術成立性検証を実施した。単品部品および組立時において成形性および品質の確認を実施した。
- 単品部品成形および組立時の課題を抽出し、技術指示への適切なフィードバックを行った。この結果、試作機製造に向け大きなリスクがないことを確認できた。



単品部品の品質確認  
(SKIN)



組み付け検証  
(RIB-SPAR)



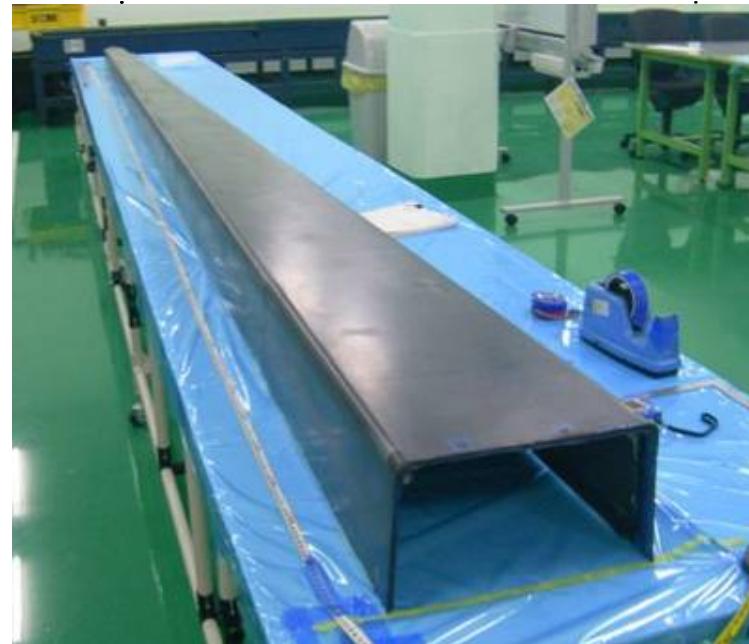
完成した供試体

尾翼桁間構造 実大工作試験の状況

## (4) 実大規模での技術成立性実証

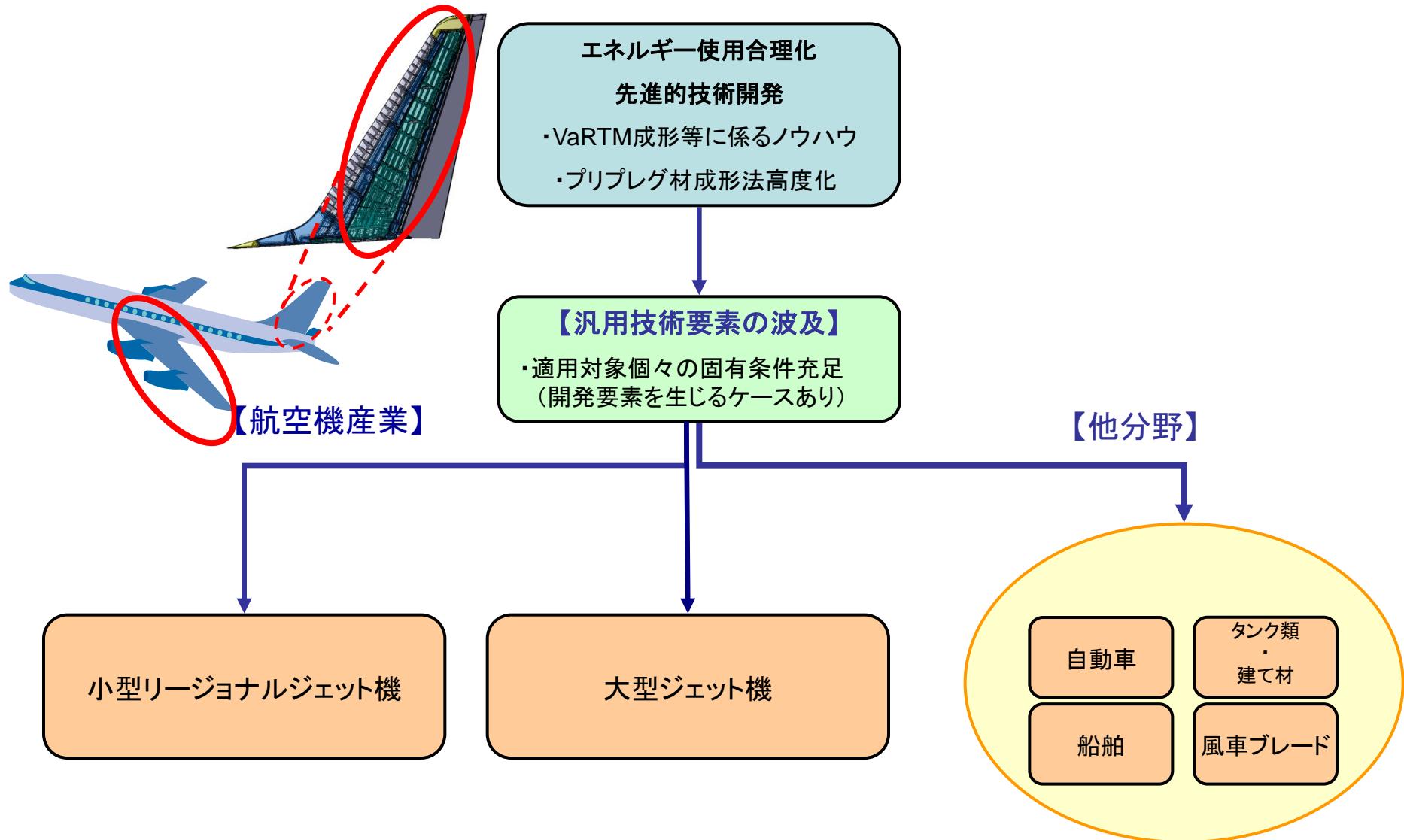
### ◆ 実大工作試験による技術成立性検証(2/2)

- これまでに設定してきた材料および製造プロセスを用いて、尾翼桁間構造のコボンドパネル、スパー及びリブを対象に製造技術検証試験を実施し、十分な品質で航空機部品を製造できることを確認した。



成形技術検証試験の状況(スパー)

## 5. 事業化、波及効果

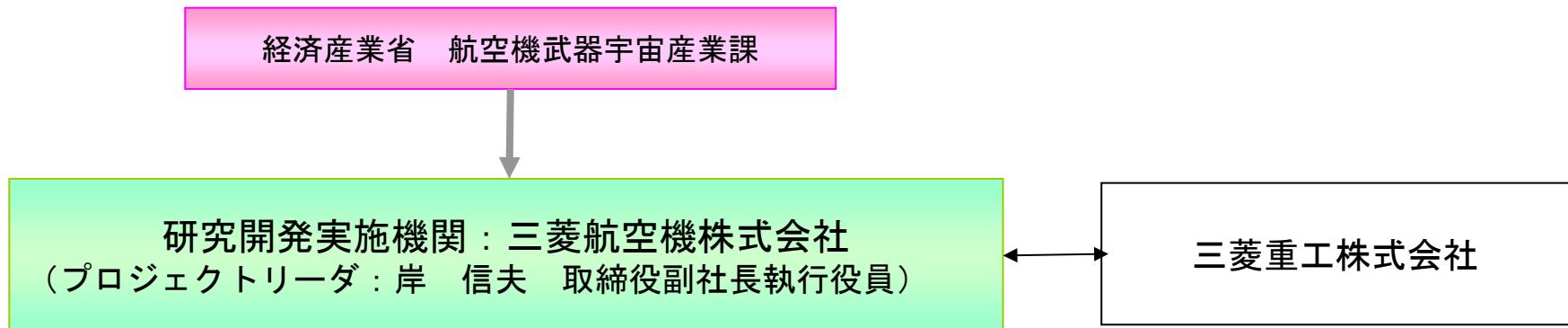


## 6. 研究開発マネジメント・体制等

本研究開発は、公募による選定審査手続きを経て、三菱航空機株式会社が経済産業省からの助成を受けて実施している。

三菱航空機株式会社において本研究開発の管理者として統括責任者、推進責任者としてプロジェクトリーダを置き、三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所等と連携しながら本事業を実施している。

### 【体制図】



## 7. 中間評価(平成25年3月)の結果

VaRTM成形法について、補助事業者の提案内容・目標は妥当である。  
また、日本独自の航空機認証を年頭にステップバイステップ、  
かつビルディングブロックアプローチに忠実に従い、  
材料仕様設定、製造安定性確認、実大規模供試体設計、設計許容値確認など  
目標に達する成果を上げている。  
得られた成果は、今後、航空機認証プロセスを経験することにより、  
高性能VaRTM成形構造としてさらに発展していき、  
プリプレグ成形に置き換わり、航空機、自動車、鉄道など  
幅広い輸送機器の軽量化に寄与できると考えられる。