

# HondaJet 全複合材胴体構造の研究

Research Work of the All-composite Fuselage Structure for HondaJet

松井 宣夫\*  
Nobuo MATSUI

佐藤 恵一\*  
Keiichi SATO

## 要 旨

全複合材胴体を採用した小型ビジネスジェット実験機 HondaJet が初飛行に成功した。本胴体の最大の特徴は、軽量化と低コスト化のため、構造効率の高いスティフンドパネルとコスト効率の高いサンドイッチパネルを適切に配置し、一体成形した大型のスキンパネル構造にある。次の特徴は、軽量化のため、スキンのせん断座屈を 50% 制限荷重で許容する座屈許容設計を適用したことである。その結果、従来のアルミ構造に対し約 20% の軽量化を達成できた。また部品の成形や胴体全体の接着組み立てには、コスト低減の可能なプロセス技術を開発し、適用した。この胴体の強度を保証するために、ビルディングブロックアプローチに基づく多数の材料試験と構造試験および強度解析を実施した。まず、損傷許容・環境・疲労を考慮した材料の設計許容値を決定し、次にエレメント試験や大規模なコンポーネント試験等をおこない、胴体構造の強度を実証した。

## ABSTRACT

HondaJet utilizes an all-composite fuselage. The main feature of this fuselage structure is that the stiffened panel and the sandwich panel are co-cured integrally to reduce both weight and cost. Another key feature is that a buckling tolerance design is adopted for the skin. This means that shear buckling is allowed beyond 50% limit load. Several affordable process technologies were developed in the field of lay up and structural bonding. The material and structural tests were conducted applying the concept of “Building Block Approach” to prove safety of flight. First the design allowables of the materials were decided. Environmental, damage tolerance, and fatigue conditions were considered. Three major component tests were conducted.

## 1. はじめに

航空機の構造にとって軽量化は最大の課題である。そのためアルミ合金に代わり複合材の使用が増加している。小型機、ビジネス機の機体構造に複合材を適用する場合、サンドイッチパネル構造が主流である。サンドイッチパネル構造は品質管理やぎ装品の取り付けが容易ではないといった解決すべき課題もあるが、成形プロセスや成形治具が比較的単純であるため、製造コスト削減や開発期間の短縮に有効である。

1993年に Honda が開発した全複合材実験機 MH-02 が初飛行に成功した<sup>(1)</sup>。MH-02 は胴体、主翼ともサンドイッチパネル構造を採用し、設計・製造された。その後、さらなる重量削減と成形プロセスの評価を目的とし、一体成形によるスティフンドパネル構造の胴体バレルを試作し試験をおこなった。この結果、スティフンドパネル構造は重量削減

には効果があるが、3次元コンタ部への適用は製造コストの増加をもたらすことが明らかになった。

本稿では、こうした経緯を経て 2003 年 12 月に初飛行に成功した HondaJet 全複合材胴体<sup>(2), (3)</sup>の、軽量化・低コスト化を実現するための構造様式のコンセプトとプロセス技術、そして、胴体の強度を保証するためのプロシージャについて述べる。

## 2. 胴体構造

HondaJet の胴体は、ウィンドシールド、窓、集中大荷重を受ける金具を除き、すべての構造は炭素繊維強化樹脂複合材(以下、複合材)で構成されている。キャビン部は与圧構造であり、上下開きの乗降ドアとプラグ式の非常出口を備える。設計要件は、米国連邦航空局が発行し、小型機に適用される規定、FAR Part23 に基づいた。

\*和光基礎技術研究センター

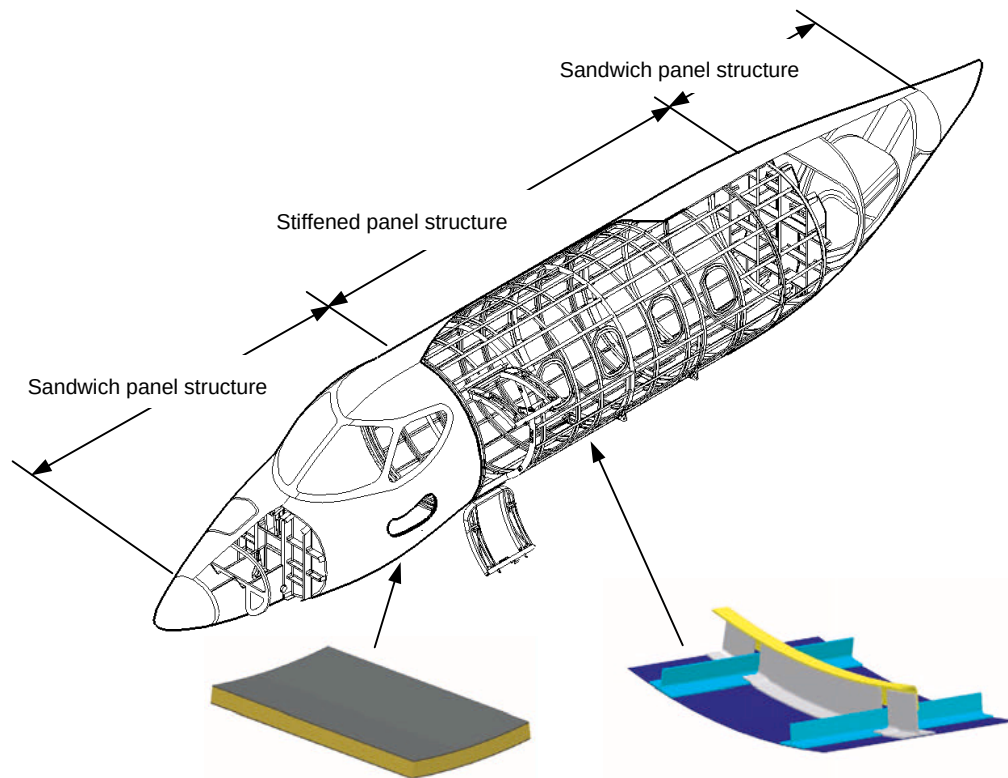


Fig. 1 Structural concept of all-composite fuselage

胴体構造の特徴(Fig. 1)は、重量と製造コスト削減を狙い、一つの胴体の中でその形状に合わせて2種類の構造様式を使い分けたことである。すなわち、スティフンドパネルとサンドイッチパネルを適切に配置し、Fig. 2 に示すように、一つの大型部品としてオートクレーブとよばれる加熱・加圧釜で一体成形(複数の部品を接着剤やファスナを用いることなく1回の硬化工程で一つの部品として成形する技術)したことである。スティフンドパネルはスキンをストリंगाやフレームで補強した構造であり、サンドイッチパネルはスキンでコア材をサンドイッチした補強構造である。航空機の典型的な構造様式である構造効率の高いスティフンドパネル構造を形状の単純なキャビン円筒部に適用し、複合材構造でコスト効率の高いサンドイッチパネル構造をノーズ部、コックピット部とテール部の3次元コンタ部に適用した。一般的に、サンドイッチパネルの成形圧力は、コア材であるハニカムのつぶれを避けるため、ハニカムを持たないスティフンドパネルの成形圧力の半分以下でなければならない。この構造様式を実現するには、サンドイッチパネルをスティフンドパネルと同じ高压で成形できることが必須であり、そのための新成形法を開発した。

2点目の特徴は、スティフンドパネルのスキンに座屈許容設計を取り入れたことである。制限荷重(飛行中にかかり得る荷重)の50%でせん断座屈を許容する設計とした。軽量化の要求の厳しい航空機構造では、他の構造物と違い座屈を許容することが一般的である。しかし、複合材構造への適用例は極めて少ない。そのため、スキン座屈後の挙動と最終

強度の評価のため、複数の実物大スティフンドパネル供体のせん断座屈試験<sup>(4)</sup>を実施し、複合材の座屈許容設計法を確立した。これらをもとに、座屈の条件を満たすよう、スキンの積層数と繊維の配向角を設計した。



Fig. 2 Co-cured skin panel

スキンパネルは左右それぞれ1枚、全長9.74 mの大型部品で構成され、上下のシングルラップ継ぎ手で接着されている。このため、レドームとテールコーンを除き、前後の継ぎ手がない。スティフンドパネルのストリングとフレームの断面形状は、構造効率と成形プロセスを考慮して決定した。Fig. 3はストリングとフレームの断面とその交差部の構造を示す。スティフンドパネルを構成するスキン、ストリング、フレームのT断面部(白色部品)およびサンドイッチパネルは1個の大型スキンパネルとして一体成形した。L断面のリングフレーム(黄色部品)と集中荷重が入力するC断面のリングフレーム(未図示)は、左右のスキンパネルを接着する際に同時に接着した。フレームの高さは、キャビンスペースを確保するため45 mmに制限した。そのため、フレームのフランジ部は弾性率が80000MPa以上の積層構成とした。サンドイッチパネル部のハニカム厚さは与圧による曲げ応力より20 mmとした。

小型ビジネスジェットクラスの下記3種類の胴体について、重量比較の試算をおこなった。

- (1)アルミの従来構造(スティフンドパネル構造)
- (2)複合材サンドイッチパネル構造
- (3)新コンセプトの複合材サンドイッチパネル/スティフンドパネル構造

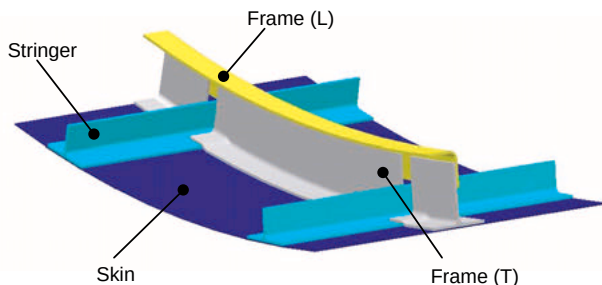


Fig. 3 Configuration of stiffened panel

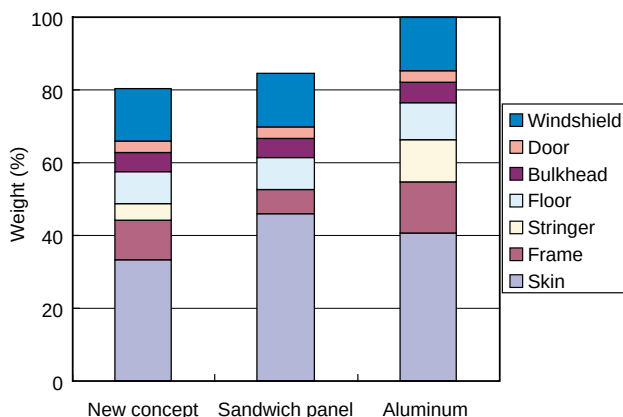


Fig. 4 Weight comparison of fuselage structures

結果を Fig. 4 に示す。サンドイッチパネル構造の重量削減は、アルミの従来構造に対し約15%であったが、新コンセプト構造では、約20%の重量削減を期待できることがわかった。

### 3. 材料とプロセス

#### 3.1. 材料

HondaJetの胴体に使用した主構造材料は、高い靱性と良好な耐ホットウェット環境性をもつ180℃硬化タフエポキシ樹脂(CYTEC 5276)と、強化材として一方または平織りの高強度/中弾性炭素繊維(TOHO G30-50)を組み合わせた複合材料である。その素材はシート状でプリプレグと呼ばれ、樹脂と強化繊維が一定割合で複合化されている。製品部材は、要求される特性に合わせてプリプレグの繊維配向角や積層数(板厚)を設計し、型上に積層した後、オートクレーブ装置で加熱・加圧して硬化成形される。サンドイッチパネル部分には、コア材としてNOMEX製のハニカムを、コアとスキンの接着剤として180℃硬化エポキシフィルム接着材(3MFM300)を使用した。また外表面には、落雷時に構造の損傷を防ぐために銅のエクスパンドフォイル(網)が入った樹脂フィルムを使用した。

#### 3.2. 成形

スティフンドパネルとサンドイッチパネルを併せ持つ構造コンセプトを実現するため、また同時に工数・コストを低減するため、新しい成形工程を開発した。採用した手法には、「プレミネートを使ったプレス成形法」、「プレコンパクション部品のステップ成形法」、「CATIA データを使った自動裁断、積層法」、「冷凍ゲル充填によるハニカムエッジトリム法」、「熱膨張を考慮したガラスプリプレグ型での成形法」、「スティフンドパネルとサンドイッチパネルの一体成形法；サンドイッチパネルの高圧下での成形法」などがある。

##### 3.2.1. プレミネートを使ったプレコンパクション品のプレス成形法

本胴体のスティフンドパネルはスキンとストリング、フレームを同時に硬化し、一体成形した。ここで、ストリングやフレームはスキンと一体成形する前にプレコンパクションという半硬化状態の予備賦形が必要である。これには一般に、プリプレグを一層ずつハンドレイアップで積層してから、真空バッグしてオーブン加熱するという手間のかかる工程が必要である。これに対し Fig. 5 に示すような5層の積層をもつ大判シートを事前にラミネートしたものを作り、それを5層一度に自動裁断したものをプレス成形する方法を開発した。自動裁断されたピースは90℃で予熱した後、40℃の型でプレスして賦形する。その結果、1枚ずつ積層する手間や真空バッグ、オーブン加熱が必要なくなり、一般的な手法に比べ工数を約1/5とすることができた。

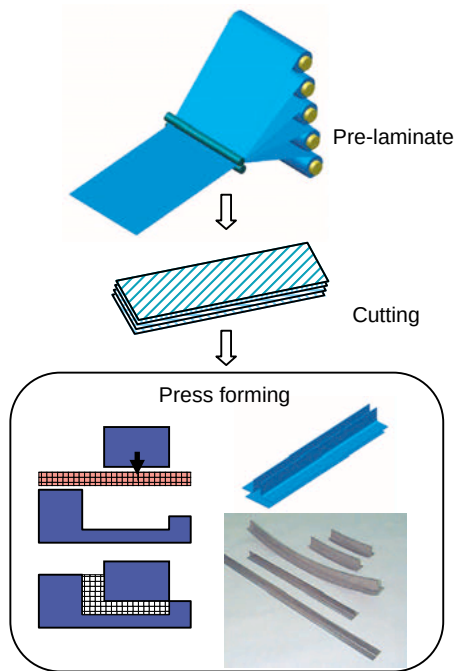


Fig. 5 Pre-laminate and press forming

### 3.2.2. スティフンドパネルとサンドイッチパネルの一体成形法

複合材の特徴を生かして大型のスキンパネルを一体成形することは、部品点数や製造工数の削減に効果がある。そのため、本胴体では円筒部のスティフンドパネルと3次元コンタ部のサンドイッチパネルを一体成形する必要があった (Fig. 6)。スティフンドパネルは成形後の層間に残ったボイドによる物性低下を防ぎ品質を保つため高圧(0.6MPa)で成形するが、この圧力ではサンドイッチパネル内のコアがつぶれてしまうので、通常両者を一緒に成形できない。その防止法としてコア周辺にフィラを充填するのが一般的であるが重量増加を招く。以上の理由から、Fig. 7に示す方法を開発した。これは120mm幅のプレートを額縁状にハニカムコア周辺に置き、プリプレグの滑りズレをなくすることで

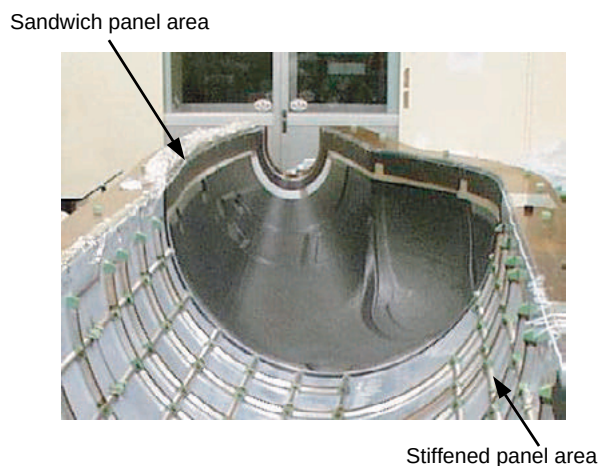


Fig. 6 Skin panel under fabrication

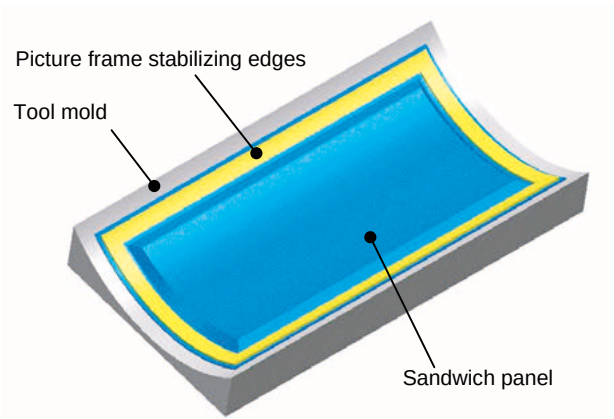


Fig. 7 Method to prevent core crush

コアのつぶれを防ぐというシンプルな方法である。この方法により重量増加なしに信頼性の高い大型スキンパネルを一体成形することが可能となった。

### 3.3. 接着組み立て

複合材胴体は120℃硬化型エポキシフィルム接着材を使って接着組み立てをした。加熱接着硬化工程での正確な寸法保持と適正な接触圧保持のできる、接着方法と接着組み立て治具 (Fig. 8)を開発した。

接着組み立て治具には120℃硬化時の複合材接着部品とスチール治具の熱膨張差を逃がすため、長手方向にはスライド機構を設けた。一方、翼胴結合部等の相対的位置精度が必要な部位には、複合材接着部品と熱膨張差のない複合材製のパイプで作った治具を使用した。この結果、例えば主翼と胴体をつなぐ重要金具のピン間距離の、接着組み立て後の精度誤差を $1360 \pm 0.25$  mm以下にすることができた。

接着工程で部品同士に接触圧を与える新たな方法として、Fig. 9に示すネオジウム磁石を使った左右スキンパネルの接着方法と Fig. 10 に示す複合材製バンドのフープテンショ



Fig. 8 CFRP/steel assembly jig

ンを使ったリングフレームの接着方法を開発した。この方法を用いることで従来のシートメタルクランプを用いた場合に比べ工数を約 1/3 とすることができた。オープンによる硬化直前の状態を Fig. 11 に示す。

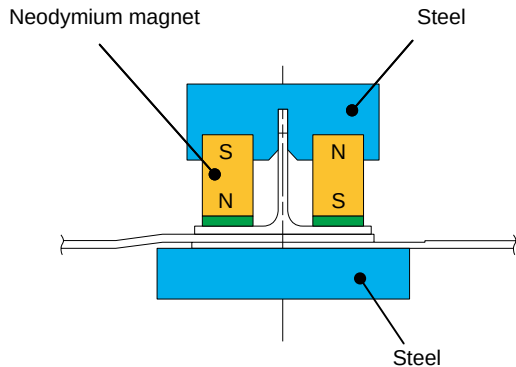


Fig. 9 Bonding method with neodymium magnet

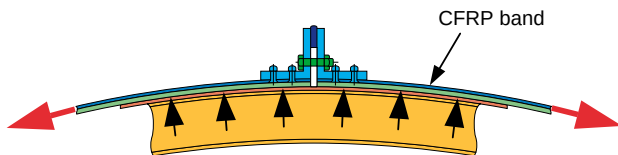


Fig. 10 Bonding method with CFRP band



Fig. 11 Fuselage assembly

## 4. 胴体の強度保証

### 4.1. プロシージャ

HondaJetは実験機であるが、複合材胴体の強度保証は認定機と同様の方法、すなわち米国連邦航空局の発行したガイドライン AC20-107Aに示される「ビルディングブロックアプローチ」に基づいておこなった。これはクーボン試験片から実物大のコンポーネント供試体までの強度試験と強度解析を組み合わせることによって強度保証をおこなうものである。クーボン試験、エレメント試験、サブコンポーネ

ント試験、コンポーネント試験の4階層からなるビルディングブロックにより複合材胴体の強度を保証した。さらに、飛行用胴体を使ったプルーフ試験を実施した。

### 4.2. 設計許容値とクーボン試験

材料の設計許容値は「損傷許容性」「環境条件(主に温度、湿度)」と「疲労における損傷非成長」を考慮して決定した。そのため、クーボン試験片に衝撃損傷を付与し、各種の温度湿度環境で試験をおこなった。圧縮特性は、特に衝撃やホットウェット環境で低下しクリティカルであるため、圧縮破壊ひずみと衝撃損傷の関係、およびホットウェット環境の影響についての試験をおこなった(Fig. 12)。このような試験結果から目視確認しにくい損傷は構造中に含まれるとして、さらに最悪の環境下においても破壊しない値として材料の設計許容値を定めた。

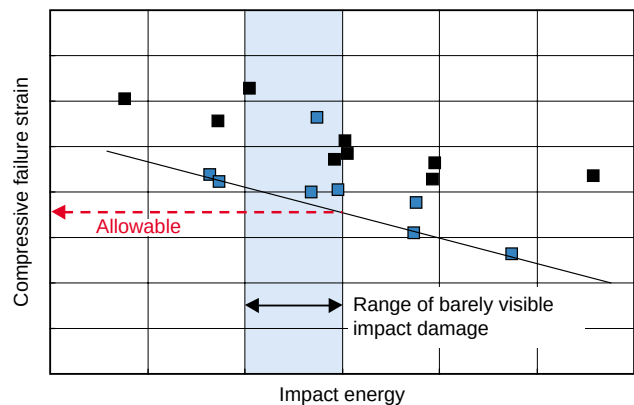


Fig. 12 Compression design allowable

### 4.3. エレメント試験

エレメント供試体として強度上重要な 17 の構造要素を選び、強度試験を実施した。エレメント試験の主要な目的は、衝撃損傷を与えた重要な接着継ぎ手のホットウェット環境下での強度を確認することである。この他、大荷重が負荷されるフレームのカットアウト部、ウィンドシールドまわりのスキンのジョググル部、サンドイッチパネルからスティフンドパネルへの移行部等の強度試験を実施し、構造要素の強度を確認した。これらに加え、スキン耐雷システムの落雷試験をおこなった。前述の銅エクスパンドフォイルの入った樹脂層が、最小の重量ペナルティで高い耐雷性能を示した。

### 4.4. サブコンポーネント試験

ビルディングブロックの最上位レベルであるコンポーネント試験に先立ち、以下の5種類の重要構造を選定し、一段下位レベルのサブコンポーネント試験を実施した。

- (1) スティフンドパネル(せん断/圧縮座屈, 静強度試験)
- (2) 窓付きスティフンドパネル(せん断座屈, 静強度試験)

(3) 乗降ドア(静強度, 疲労強度, フェールセーフ試験)

(4) 翼胴結合部(静強度, 疲労強度試験)

(5) ウィンドシールド(静強度, フェールセーフ試験)

すべてのサブコンポーネントにおいて複合材の標定部に目視可能な衝撃損傷を付与し, 損傷許容性の確認をおこなった。

スティフンドパネルのせん断座屈試験は, 座屈後設計法とパネル座屈後の耐荷能力評価のために実施した(Fig. 13)。供試体は1辺0.8mの曲面パネルで, 詳細構造と製造プロセスは飛行用胴体と同一とした。せん断荷重を負荷する額縁治具はパネルの曲率によって発生するねじれを防ぐ考慮をした。

FEMによる座屈荷重は試験結果とよい一致を示した。パネルの最終強度は最小で座屈荷重の4.5倍であり, 破壊モードはスキンの圧縮破壊であった。最終破壊に至るまでスキンとスティフナの明らかな剥離は観察されなかった。

乗降ドアサブコンポーネント試験(Fig. 14)の目的は3ライフ, 60000回の与圧疲労強度と気密性を実証することである。乗降ドアは鉄製圧力容器に取り付けられ, プロワにより繰り返し圧力を負荷した。上下のドアを結合するラグ金具を除き与圧疲労強度を実証した。ラグ金具は設計変更をおこない, エレメント供試体による追試験で疲労強度を実証した。

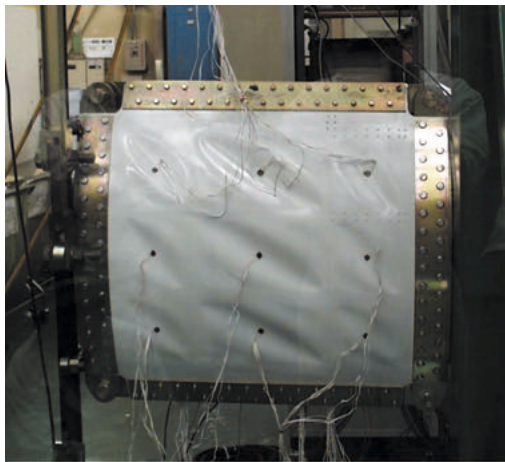


Fig. 13 Shear buckling test of stiffened panel



Fig. 14 Sub-component test of passenger door

#### 4.5. コンポーネント試験

コンポーネント試験の目的は実物大供試体による強度の実証であり, ビルディングブロックの頂点に位置する。製造設備, 試験設備と胴体の機能を考慮して, 以下のように3分割して製作した供試体を試験した。

(1) ノーズコンポーネント(ノーズランディングギア取り付け部の強度実証)

(2) キャビンコンポーネント(与圧キャビン部の飛行/与圧荷重に対する強度実証)

(3) テールコンポーネント(尾翼取り付け部の強度実証)

各供試体の標定部には目視可能な衝撃損傷を付与した。また, 設備の制約から試験は室温標準条件で実施した。そのため, ホットウェット環境による供試体の強度低下は, 試験荷重に割増係数を乗じることで考慮した。

ノーズコンポーネントはフロントバルクヘッドにダミーのノーズランディングギアを取り付けたもので, 油圧アクチュエータで3種類の着陸荷重を負荷し, 取り付け部の強度を実証した。

キャビンコンポーネントは前後の圧力隔壁で区切られる全長5.8mの供試体で, 乗降ドア, 非常出口, ウィンドシールド, 窓を備える。キャビンコンポーネント試験の主要な目的は, ひずみ, 変位, 支持反力, スキンの座屈荷重を計測しFEM解析の精度を検証すること, 飛行/与圧荷重に対する静強度と3ライフの与圧疲労強度を実証することである。試験プロシーダは以下のとおりである。

(1) 4種類の飛行荷重と与圧荷重の制限荷重試験

(2) 複合材標定部に衝撃損傷付与後, 3ライフ60000回の常用運用荷重による与圧疲労試験

(3) 終極荷重(制限荷重の1.5倍)試験と残留強度(最終強度)試験

5本の油圧アクチュエータで飛行荷重を, プロワで与圧荷重を負荷した(Fig. 15)。Fig. 16は制限荷重下での座屈の状況を示す。スキンのせん断座屈はFig. 17に示すように設計通り50%制限荷重で発生した。ひずみ計測の結果, FEMひずみ解析の誤差は10%以下であった。また, 複合材に与えた衝撃損傷は3ライフの繰り返し与圧荷重下で進展しないことを実証した。一方, ファスナや金属製ドア部品, アクリル製ウィンドシールドの一部にクラックが発生した。これらについては試験期間中に修理, 交換をおこなった。与圧疲労試験後, 終極荷重試験と残留強度試験をおこない, キャビンコンポーネント試験を完了した。

テールコンポーネントは全長2.6mの供試体で, アルミ製ダミー尾翼が取り付けられている。テールコンポーネント試験の主要な目的は, 尾翼結合部の静強度を実証することである。供試体の前縁は治具に固定され, 荷重は6本の油圧アクチュエータで尾翼荷重としてダミー尾翼に負荷される(Fig. 18)。まず, クリティカルな3荷重条件での制限荷重試験をおこなった。一部の荷重条件において, 尾翼取り付け

け部付近の内部構造に許容できない座屈が発生したため、積層板を接着し補強をおこなった。補強後、終極荷重試験と残留強度試験をおこない、テールコンポーネント試験を完了した。

なお、コンポーネント試験中に実施した改修や補強作業は、飛行用胴体の設計に反映した。



Fig. 15 Cabin component test



Fig. 16 Skin buckling at limit load

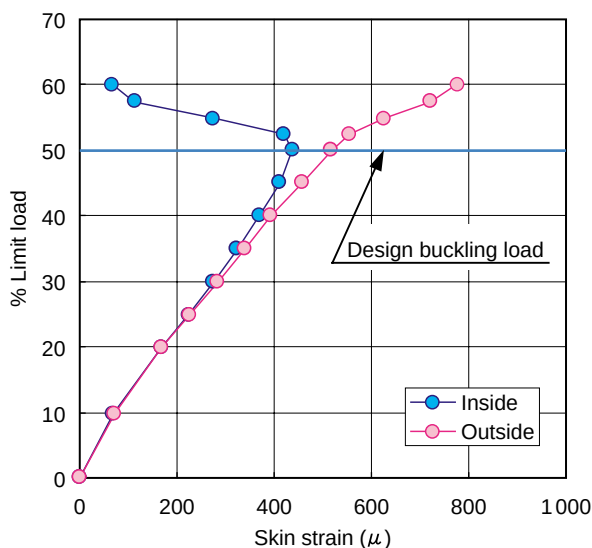


Fig. 17 Load vs. skin strain



Fig. 18 Tail component test

#### 4.6. ブルーフ試験

3分割したコンポーネントによる強度保証試験の結果が飛行用胴体で再現されることを確認するため、ブルーフ試験を実施した。飛行試験に使用する胴体に直接荷重を負荷するため、ブルーフ試験荷重は80%制限荷重に制限した。6種の荷重条件(与圧、上向き突風、上向き突風+与圧、ラダーマニューバ、ラダーマニューバ+与圧、2点着陸)を選定し、MTS Aero90構造試験システムの6本の油圧アクチュエータにより、これらを再現し負荷した(Fig. 19)。飛行用胴体はすべての荷重条件に耐荷した。

代表点のひずみ、変位、支持反力を計測し、これらをコンポーネント試験結果およびFEM解析結果と比較することで、試験の再現性と解析精度の妥当性を確認した。また、標定部の計測ひずみの外挿値が材料許容値以下であることを確認した。

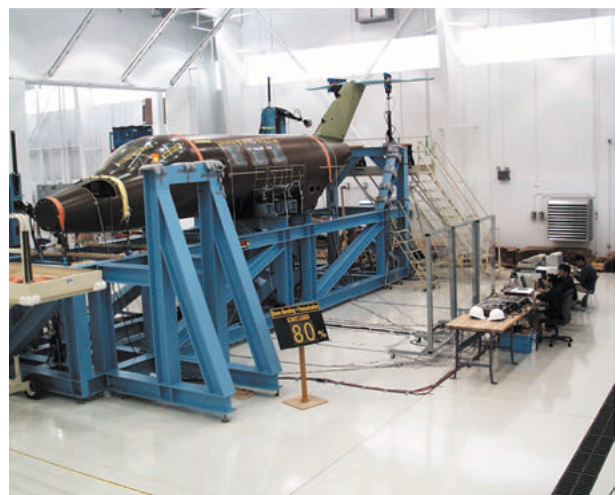


Fig. 19 Fuselage proof test

## 5. まとめ

スティフンドパネル構造とサンドイッチパネル構造を適切に配置し一体成形した，新しいコンセプトの全複合材胴体を開発し，初飛行を成功させた．成果を以下にまとめる．

- (1) 新しいコンセプトの構造様式と座屈許容設計により，従来のアルミ構造に対し，約20%の軽量化を達成した．
- (2) 新たに開発したプロセス技術により，部品成形や接着組み立てにおいて，製造コストを削減した．
- (3) 認定機と同様のビルディングブロックアプローチに基づき，強度解析とともにクーポンレベルからコンポーネントレベルまでの強度試験を実施した．さらに，飛行用胴体によるプルーフ試験までおこなうことにより胴体の強度を保証した．

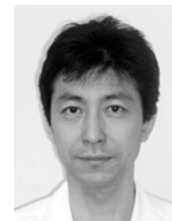
## 参考文献

- (1) Nakayama, H., Bennett, G.: Introduction of the MH-02 Experimental Aircraft a Joint Research Program of MSU and Honda, Proc. AIAA/FAA/MSU 3rd Joint Symposium on General Aviation Systems(1994)
- (2) Fujino, M.: Design and Development of the HondaJet, AIAA Paper 2003-2530(2003)
- (3) Matsui, N., Sato, K.: Research Work of the All-composite Fuselage Structure, SME Technical Paper TP04PUB157 (2004)
- (4) 佐藤恵一，川辺俊：曲面スティフンドパネルのせん断座屈特性試験，日本複合材料学会，第27回複合材料シンポジウム前刷集，p.165-166(2002)
- (5) Federal Aviation Administration, AC20-107A, Composite Aircraft Structure(1984)

### ■著 者■



松井 宣夫



佐藤 恵一