

HondaJet の開発について

Design and Development of HondaJet

藤 野 道 格*

Michimasa FUJINO

要 旨

Honda は先進的なエントリー・レベルの小型ビジネスジェット機、HondaJet を独自開発した。HondaJet は従来の小型ビジネスジェット機に比べ、格段に広いキャビン、高い燃料効率、高い巡航速度を有することが特徴であり、これらの高い性能目標を達成するため、自然層流翼、自然層流ノーズ、また主翼上面エンジン搭載形態など多くの新技術が開発された。主翼は金属製構造であり、自然層流実現に必要な極めて滑らかな翼表面を実現するため、上面スキンには機械加工一体削りだしのインテグラルスキンが用いられている。また胴体は全複合材製で、重量およびコスト低減のため、オートクレーブ中でスティフンド(補強)パネルとサンドイッチパネルを同時に硬化させる新しいコンセプトの一体成形構造様式を採用している。さらに機能性、安全性を強化した先進的な統合型アビオニクスをコックピットに搭載している。HondaJetにはこれらの主要技術に加え、他にもさまざまな先進技術が搭載されている。

ABSTRACT

Honda R&D has developed an advanced business jet. The HondaJet is an entry-level, light-weight, business jet featuring an extra large cabin, high fuel efficiency, and high cruise speed compared to existing small business jets. To achieve the performance goals, a natural-laminar-flow wing, a natural-laminar-flow fuselage nose, an over-the-wing engine-mount configuration, and other advanced technologies were developed. The wing is metal, having an integral machined skin to achieve a very smooth upper surface, which is required for natural laminar flow. The fuselage is made entirely of composites and the stiffened panels and the sandwich panels were co-cured integrally in an autoclave to reduce weight and cost. The advanced avionics system, which provides a high degree of integration for enhanced functionality and flight safety, was also installed in the cockpit. Several advanced technologies were employed for the HondaJet.

1. まえがき

世界の航空輸送は過去 20 年の間、約 6.7%の伸びで成長を続けており、ICAO (International Civil Aviation Organization)の予測によると今後少なくとも20年間は年平均で5.3%の成長を続けるとされている。これは世界のGDPの増加が3.3%程度と予測されているのと比較しても堅調な増加を示していることが理解できる。一方、ビジネスジェット機の市場も同様に堅調な成長を続け、過去20年間は平均8.1%の成長を示しており、今後も GDP の増加傾向と一致して増加していくものと予想されている。特に近年は、ビジネス機の利便性(エアラインと比較して乗り継ぎやカウンターでの待ち時間がないこと)や安全性(ハイジャックなどのテロの危険性が少ないこと)が再認識され、過去に例を見な

いほどビジネスジェット機に対する関心は高まっている。

しかしながら、ビジネスジェット機は機体価格や利用運賃が高価なこともあり、まだ一般ユーザーにまで普及しているとは言いがたい。とくにチャーターした場合にも、その運賃はエアラインのファーストクラスの運賃よりも高く、一般に普及する上での最大のネックとなっている。もし機体価格を低く抑えることができ、しかも運行コストを下げ、エアライン並の運賃で利用することが可能となれば、今後航空輸送におけるビジネスジェット機の姿は大きく変わることは疑いない。

このような背景にあって、将来のビジネスジェット機の姿に変革を起こすべく HondaJet は開発された。本稿では本機の開発における空力、空力弾性、構造およびシステムの設計及び試験について解説する。

* Honda R&D America's Inc.

2. 航空機の概要と性能

機体全景を Fig. 1 に示す。動力としては、Hondaが開発した高効率ターボファン・エンジン HF-118が2基搭載されている。HF-118は1基あたりの離陸推力が1670lb(7428.5N) 2スプール形式で、全自動デジタル・エンジン制御装置(FADEC)により制御されている。機体は低翼式でエンジンは主翼の上面に搭載されており、機体寸法は全長41.14ft(12.5m)、翼幅39.8ft(12.2m)、高さ13.2ft(4.1m)である。設計最大離陸重量は約9200lb(4173kg)、最大速度は高度30000ft(9100m)のとき約420kt(778km/h)であり、同クラスのビジネス機と比較して速度で約10%、燃費で約40%優れていることが特徴である。客室高は中央通路部分で床から天井まで4.89ft(1.49m)、乗客用客室部分の長さは15.09ft(4.6m)で、他の4座席配置の機体に比べ、非常に大きな客室空間を有している。客室は8.7psi(60kPa)まで与圧され、高度44000ft(13400m)まで客室高度8000ft(2400m)を維持することが可能である。



Fig. 1 HondaJet

3. 空力

3.1. 主翼

主翼の空力設計をおこなう上で重要なことは良好な失速特性を維持しつつ抵抗を最小とすることである。また最小構造重量で誘導抵抗を最小とするために詳細なトレードスタディもおこなわれた。その結果、航続距離が1100nm(2037km)の航空機の場合、主翼の幾何学的アスペクト比が8.5で、ウイングレットの高さが主翼翼幅の約9%のウイングレットを装備した時に離陸重量を最小にできることがわかった。本機には主翼上面エンジン搭載形態を採用した。この形態の特徴はナセルを最適な位置に置くことにより高速での造波抵抗を最小とできること、およびキャビン容積を拡大できることにある⁽¹⁾。しかし通常使われる形態ではないため、理論解析および低速風洞試験によって失速特性が注意深く調べられた。縮尺1/6の模型を用いた低

速風洞試験による主翼上面エンジン搭載形態の失速パターンを Fig. 2 に示す。主翼の失速は最初セミスパンの約55%で発生し、その後剥離は主翼中央部前方に向かって拡がっていく。これより主翼の外側部分には適切な失速余裕があることがわかる。そして胴体とナセルの間の主翼付根部分は機体が失速角に達しても失速せず、主翼上面エンジン搭載形態が良好な失速特性を有することも示している。ナセルの有無による揚力特性についても同様な低速風洞試験結果により、ナセルを主翼上面に搭載しても不利になることはないことが実証された⁽²⁾。

HondaJetの高い性能目標を実現するため、コンフォーマル・マッピング法⁽³⁾を使って新しい自然層流(NLF)翼型 SHM-1 が開発された⁽⁴⁾。SHM-1 翼型の形状と代表的圧力コンター図を Fig. 3 に示す。この翼型では翼上面の圧力が約42%翼弦長まで順圧力勾配に設計され、そのあと凹型の圧力回復が続く、最大揚力、ピッチングモーメント、抵抗発散の間の最適なバランスが取られている。翼下面の圧力は約63%翼弦長まで順圧力勾配に設計されており、抵抗を減少させる圧力分布をしている。また表面粗さによる最大揚力係数の損失を最小とするため、高迎角において前縁付近で遷移が起るような特別な翼前縁形状が設計された。さ

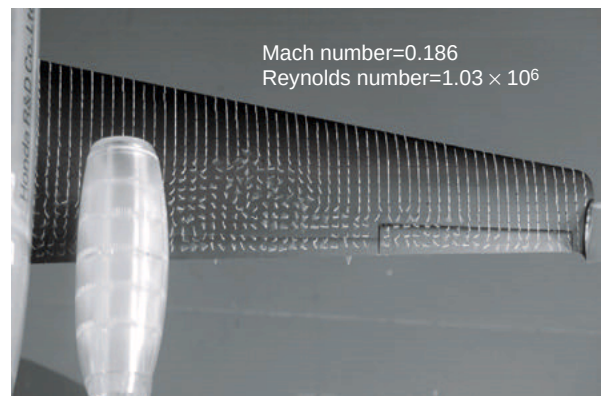


Fig. 2 Stall pattern

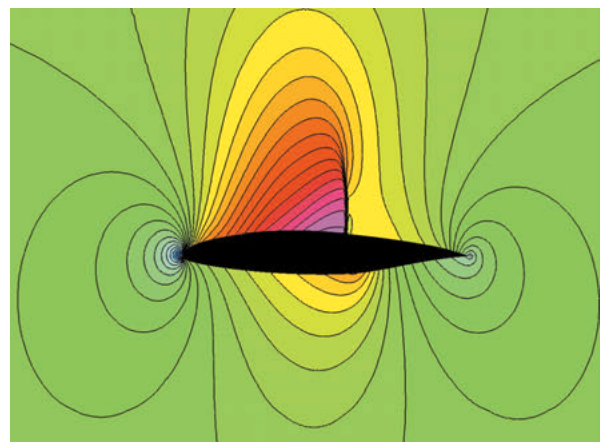


Fig. 3 SHM-1 airfoil shape and pressure contour

らに、翼上面の後縁部分の形状は、圧力勾配を非常に大きくすることで、意図的に小さな剥離を生じさせている。この新しいコンセプトの後縁設計の採用により高速でのピッチングモーメントを大幅に減少することが可能となった。

この翼型については低速および遷音速での風洞試験に加え、T-33航空機(Fig. 4)の主翼を改修した実機を用いた飛行試験により、実レイノルズ数、実マッハ数での翼型性能の検証をおこなった。この翼型は高い最大揚力係数と穏やかな失速特性をもつことに加え、巡航および上昇時には低い形状抵抗係数を有することが特徴である。



Fig. 4 T-33 aircraft modified for NLF flight test

3.2. 主翼上面エンジン搭載形態

設計上最も大きな決断を要したのはエンジン搭載位置である。通常の胴体後部搭載案に対し、主翼上面搭載案を選定するにあたってはさまざまな角度から技術的検討がなされた。一般的には主翼上面にエンジンナセルを配置すると好ましくない空力干渉が生じることにより強い衝撃波が発生し、抵抗発散マッハ数が低くなる。

この現象について検討するため、まず三次元オイラー解法による理論解析⁽⁵⁾をおこない、次にその理論的予測の妥当性検証のため、ボーイング社の遷音速風洞を用いて遷音速風洞試験(Fig. 5)をおこなった。その結果、衝撃波が最小となるナセルの主翼に対する相対位置が見出され、抵抗発散がクリーン翼形態より大きなマッハ数で起きることがわ



Fig. 5 Transonic wind tunnel test

かった。ナセル前面がクリーン翼の衝撃波発生位置近くにある、ナセル下面が翼上面から垂直方向にナセル最大高さの約 1/3 から 1/2 の位置にあるとき、有利な空力干渉が生じて主翼上面エンジン搭載形態での抵抗は通常の後部胴体搭載形態のそれより小さくなることが確認された⁽¹⁾。

本機の最終形態はこの結果に基づいて決められた。主翼上面エンジン搭載形態を採用することにより、巡航性能は通常の後部胴体搭載形態に比べて高く、かつキャビン容積は同クラスのビジネスジェット機の中で最大とすることができた。

3.3. フラップ

本機では高速性能要求と同時に失速速度要求を満たすため、機械式リンクにより伸展する 30%翼弦長のダブル・スロット・フラップを採用した。ペーンやフラップの形状、隙間やオーバーラップなどが二次元多要素パネルコード：MCRFA⁽⁶⁾および二次元多要素オイラーコード：MSES⁽⁷⁾を用いて設計され、次に縮尺 1/6 の全機モデル、縮尺 1/3 のハーフモデル(半翼模型)をそれぞれ用いて当社の低速風洞で実験をおこなった(Fig. 6)。2種類のレイノルズ数について試験した結果と圧力差分則(Pressure-difference rule)⁽⁸⁾を組み入れた解析法を用いることにより、実機の最大揚力係数を精度良く見積もることが可能となった。実機のレイノルズ数における最大揚力係数は約 2.5 となり、このフラップ形態は失速速度目標値を満たすことが実証された。



Fig. 6 1/3-scale low-speed wind tunnel model

3.4. エンジン・シミュレーション試験

主翼上面エンジン搭載形態では高迎角におけるエンジンへの流入空気の不均一を最小限に留めることが特に重要である。これらの特性を評価するため、当社の低速風洞を使って縮尺 1/6 の動力模型試験をおこなった(Fig. 7)。エンジンへの空気流入パターンを計測するため、40個の全圧測定用プローブがファンの回転面に取り付けられ、またリップ部の剥離を測定するため、静圧孔がインレットダクトに沿って設けられた。試験では機体のピッチ、ヨー、速度およ

びエンジン・ファンの回転速度などをシステマティックに変化させ、それらが空気取入口の総圧分布におよぼす複合的な影響を調べた。四つの異なる迎角(10, 15, 18 および 26°)および三つの異なる横滑り角(-18, 0 および 18°)に対し、必要推力を保持して着陸進入する時の速度に対応する流量比 1.15における不均一圧力パターンの例を Fig. 8 に示す。空気取入口の総圧不均一は、失速角である 15°までが 0.1%以下、失速してから 26°までが 2%以下となった。流量比が 0.65 および 2.15 における試験でも同様の傾向が得られた。大流量比 2.15 の試験では全迎角で総圧の不均一は小さく、また巡航速度に対応する小流量比 0.65 の試験では失速角より大きい角度で不均一さはわずかだが大きくなった。これらの試験により、圧力不均一は飛行包囲線図内においてエンジン性能要求によって規定される制限を越えないことが証明された。



Fig. 7 1/6-scale engine simulator

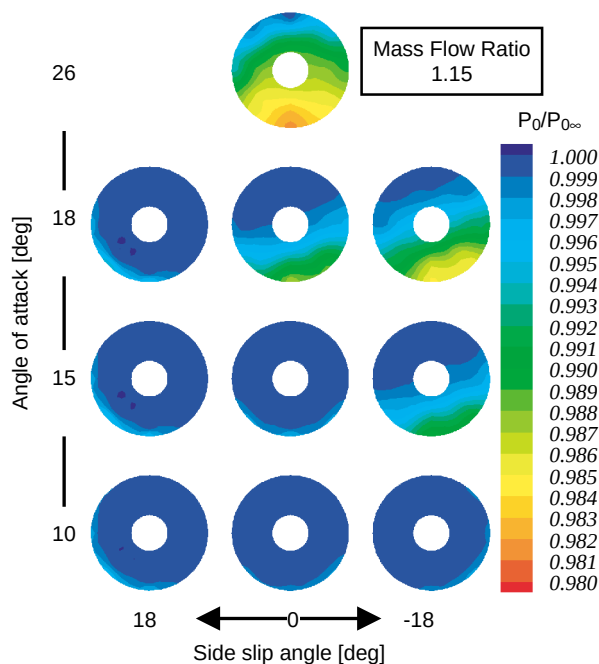


Fig. 8 Pressure distribution pattern obtained from powered model test

3.5. 胴体層流ノーズ

胴体の抵抗を減らすため、自然層流となるノーズ(機首)の形状が新たに開発された。設計には三次元パネルコードと積分境界層法(integral boundary-layer method)が用いられた⁽⁹⁾。ノーズの外形状は、層流域の長さを最大とするため、順圧力勾配を維持するとともにクロスフローが最小となるように設計された。設計の妥当性検証のため、縮尺 1/3 の胴体模型を用いて Honda の低速風洞で試験がおこなわれた(Fig. 9)。各迎角でのノーズ部流れの可視化のため、赤外線カメラを使う方法も用いられた(Fig. 10)。

試験の結果、上昇および巡航での迎角において広範囲の層流が得られることがわかった。また表面の段差や隙間は自然層流の実現を妨げるため、さまざまな種類の段差や隙間が機首部に設けられ、限界値が決められた。自然層流ノーズの採用により、胴体の抵抗は従来の乱流ノーズの場合に比べて約 10% 減少させることができた(Fig. 10)。



Fig. 9 1/3-scale fuselage model for NLF nose test

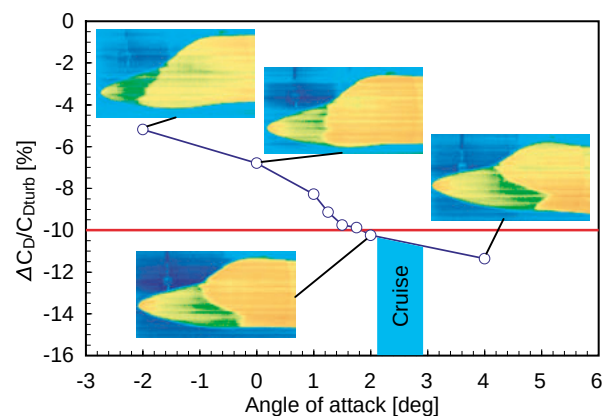


Fig. 10 Drag reduction of NLF nose

3.6. 操縦安定性低速風洞試験

空力特性と安定微係数を取得するため、詳細な 6 分力風洞試験が必要とされる。試験には二つの異なる風洞、すなわち当社の低速風洞(Fig. 11)とワシントン大学低速風洞が使用された。これらの試験で得られた安定微係数は、6 自由度フライト・シミュレータ(Fig. 12)に用いられ、その飛行特性が MIL-8785C等を満足することを確認した。

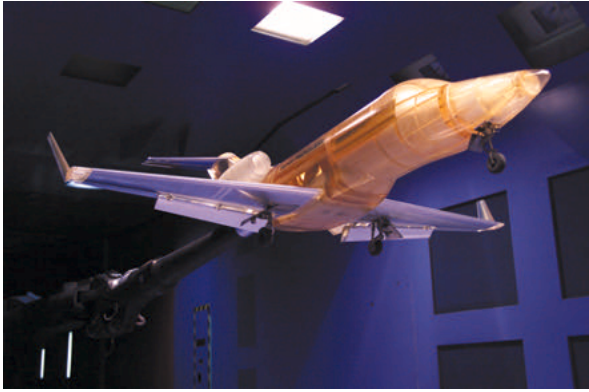


Fig. 11 1/6-scale wind tunnel



Fig. 12 Honda flight simulator(HNAFS)

4. 空力弾性

4.1. 主翼上面エンジン搭載形態

エンジンを主翼に搭載すると主翼が複雑なフラッタ特性を示す。フラッタを抑制するためには、エンジン質量位置と主翼との相対位置関係や主翼剛性に対するパイロンの相対的剛性が重要となる。この特性を調べるため、ERIN コードを用いた理論的解析と共に、低速および遷音速風洞でのフ



Fig. 13 Transonic wind tunnel flutter test at JAXA transonic wind tunnel

ラッタ試験(宇宙航空研究開発機構(JAXA)の遷音速フラッタ風洞を使用)が実施された(Fig. 13)。

研究の結果、主翼上面エンジン搭載形態では対称モードでのフラッタ発生速度が逆対称モードの場合より低いことがわかった。また、エンジンナセルによる空気力変化や空力的干渉が遷音速域でのフラッタ特性に与える影響が小さいことも確認された。さらに、エンジン・パイロンの振動特性がフラッタ特性に影響をおよぼすこともわかった。例としてエンジン・パイロンの横曲げ振動数が主翼の非連成1次振り振動数に近いとき(約 0.9 から 1.0 倍のとき)フラッタ発生速度は最も高く、エンジン・パイロンのピッチング振動数が主翼の非連成1次曲げ振動数の約 1.25倍のときフラッタ発生速度は最も低くなる⁽¹⁰⁾。これらの研究結果に基づき、耐フラッタ目標性能を満たすように主翼の剛性と質量分布が決定された。

5. 構造

5.1. 主翼

主翼は、左外翼、中央翼、右外翼から構成され(Fig. 14)、アルミニウム製の桁とアルミニウム製のスキン(外板)からなりたっている。トルクボックス部は3本の桁、リブおよびストリングが一体化されたスキン(外板)から構成され、それらがインテグラル・タンクとなっている。

上面スキン(外板)はA7050アルミニウム板で、層流実現に必要な滑らかな外形を保つため、機械加工によるストリンガー一体化パネルとした。このようにすることで構造要素が効率的に配置できるため、部品点数を削減することができた。

前縁構造とメイントルクボックス構造は、層流に与える外乱を最小限とするため、13.5%翼弦長で結合した。前縁にはエンジンから抽気した熱風をピッコロチューブ(穴の開いた円筒)から前縁スキンの内側に直接吹付けるタイプの防水装置を装備した。

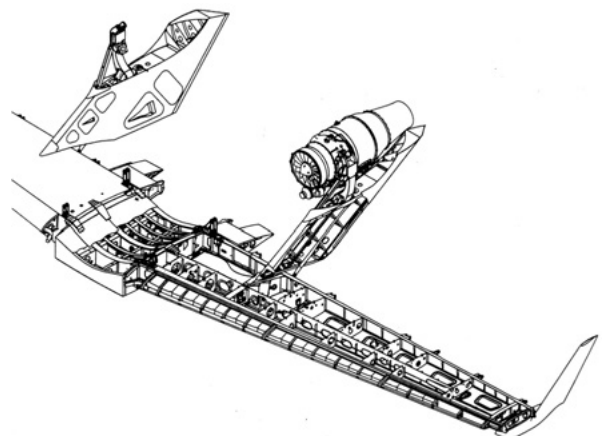


Fig. 14 Wing structure

パイロン構造はY字形に配置された補強されたリブに4本のボルトで取り付けられ、主脚もまた同じ補強リブの内弦側に取り付けられて、大荷重が同じ補強構造に入るように設計されている。主翼からの垂直荷重は4個のリンクで胴体の前後メインフレームに伝えられ、横方向荷重は左側にあるV字形のリンクで伝達される。また、前後方向荷重は2個のスラストロッドにより胴体に伝えられる。

主翼の構造強度はプルーフ試験により実証された。試験には MTS 社製 AERO90 試験装置が用いられ、合計 26 個のコンピューター制御油圧アクチュエータを用いて模擬空気力、エンジン荷重およびランディングギアからの着陸荷重を負荷した。各試験ケースにおいて 600チャンネルを超えるデータ(ひずみ、変位、力など)を計測した。実際に試験をおこなって評価したのは 870 のケースから選ばれた 10 ケースで、それらはパイロン垂直荷重、パイロン横荷重、フラップ荷重、Vc 上向き突風荷重、Vc 下向き突風荷重、右側および左側片脚着陸条件荷重、水平着陸スピニアップ荷重、横すべり着陸荷重、方向舵操舵荷重の各ケースである。

試験に用いられた主翼構造は飛行試験にも用いるため、試験荷重は制限荷重の80%に抑えられ(Fig. 15)、計測されたひずみ、変位および反力などのデータを有限要素法解析結果と比較、外挿して制限荷重状態での強度を満足することを確認した。

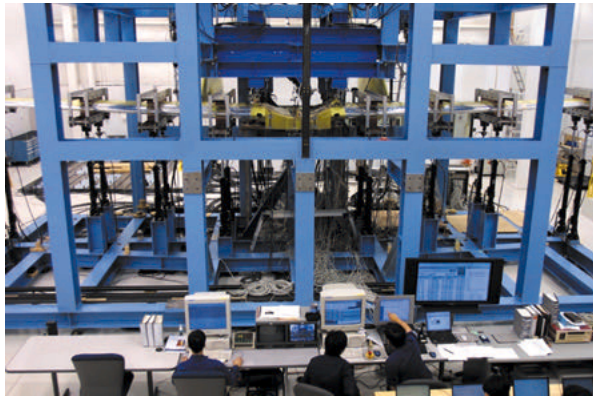


Fig. 15 Wing proof test

5.2. 胴体

胴体は全複合材構造で、材料は炭素繊維強化 180℃硬化エポキシ樹脂プリプレグ(マトリックスは高い損傷許容性を有するタフエポキシ樹脂 Cytec 5276-1、ファイバは高強度、中弾性炭素繊維 TOHO G30-500)を用いている⁽¹¹⁾。

Fig. 16に示すように、機首部と後部胴体はハニカムサンドイッチ構造で、層流ノーズを実現するために必要な複合曲面(三次元曲面)を形成している。キャビンの一定断面部分はキャビン容積を拡大するため、一体型スティフンド(補強)パネル構造となっている。その部分のフレームとストリंगाは製造を容易にするため、同一の形状としている。胴体

の一定断面部分は簡単に延長が可能で、将来の胴体ストレッチなどに容易に対応できる。

胴体の主な特徴は、重量およびコスト低減のため、サンドイッチパネルとスティフンドパネルとをオートクレーブを用いて同時一体成形していることにある。このときハニカムサンドイッチ構造をスティフンドパネル成形に必要な圧力(0.6MPa)の下で硬化させることは技術的に難しい課題であったが、端部をピクチャーフレーム(額縁)で固定して安定化させる方法を新開発し、ハニカムコアのつぶれを防止することが可能となった。

ウインドシールド(風防)は良好な空力特性を得るため、複合曲面とした。またウインドシールドは2層(外層と内層)のストレッチアクリルと優れた低温柔軟性、高い運用温度および良好な接着特性を有するポリウレタンの中間層で構成されている。外側アクリル層の外面および内側アクリル層の内面は、磨耗および化学薬品に耐えられるようハードコートされ、さらに防水のため、電気的に加熱される。ウインドシールドおよびその支持構造は、重量 41b(1.8kg)の鳥が海面上の設計巡航速度(Vc)で衝突した場合にも耐えるように設計されている。

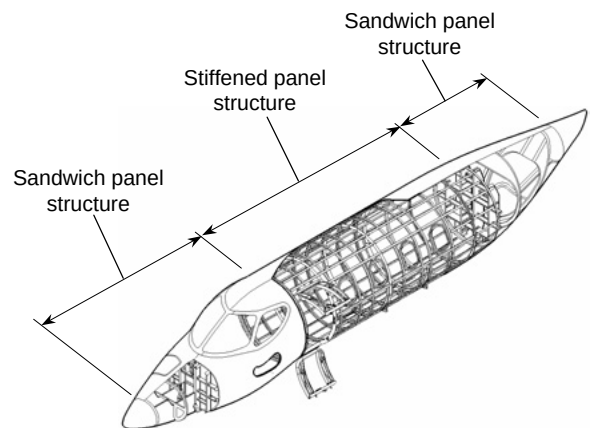


Fig. 16 Fuselage structure



Fig. 17 Fuselage proof test

胴体の構造設計の妥当性を検証するため、プルーフ試験がおこなわれた(Fig. 17)。荷重を模擬するため、コンピュータで制御される6本の油圧アクチュエータが用いられ、与圧荷重も負荷した。与圧、上向き突風、上向き突風+与圧、方向舵操縦、方向舵操縦+与圧、2点着陸、の6つの荷重ケースで試験をおこなった。主翼構造と同様に、試験に用いられた胴体構造は飛行試験にも使用される。このため試験荷重は制限荷重の80%に抑えられ、胴体強度は主翼プルーフ試験と同様の手法で確認された。

6. システム

6.1. 降着装置

降着装置は典型的な3車輪式を採用し前輪が操向車輪となっている。主脚はトレーリング・リンク・タイプで主翼に取り付けられており(Fig. 18)、サイド・ブレイス(側方支柱)が脚を引き込むためのアクチュエータとなっている。脚扉は内側、中央、外側の三つに分割され、内側扉は独立した油圧アクチュエータで開閉される。中央と外側の扉は主脚支柱に連結されており、主脚の動きに連動して自動的に開閉する。車輪格納部分は扉で完全に覆われ、タイヤは巡航中気流にさらされないため抵抗の増加を避けることができる。サイド・ブレイス・アクチュエータは内部にダウンロック・システムを備え、緊急時にはダンパ・バルブにより脚が自由落下し、伸展する。

主脚にはアンチ・ロック・ブレーキング・システムが装備され、その制御を最適化するため、ダイナモテストが実施された。ホイール・ロック・プロテクション、タッチ・ダウン・プロテクションおよびスピン・アップ・オーバーライドなどの各機能もブレーキング・システムに組み込まれている。

前脚はショック・アブソーバー・ストラット・タイプ(上下方向支柱に緩衝装置が組み込まれているもの)で、ドラッグ・ブレイス・アクチュエータにより、前方に引き込まれる

(Fig. 19)。扉は前脚とリンクで機械的に連結されており、前脚の動きに連動して自動的に開閉する。ドラッグ・ブレイス・アクチュエータは内部にダウンロック・システムを装備している。前輪はPWM(パルス幅変調)制御方式によって制御される油圧アクチュエータを備えたステア・バイ・ワイヤ・システム(電気式操向装置)が装備されている。ステアリング・システム(操向装置)には操向角度範囲が $\pm 50^\circ$ のタキシー・モードと操向角度が $\pm 10^\circ$ に制限されたテイクオフ・モードの二つがあり、またアキュムレータ(蓄圧器)を備えることにより、油圧ポンプが故障した場合にも緊急操向制御ができるように設計されている。

衝撃吸収特性を評価するため、機体の重量を模擬した錘をつけて主脚の落下試験がおこなわれた(Fig. 20)。その結果、オレオ式緩衝装置の特性は目標を満たすことが確認された。

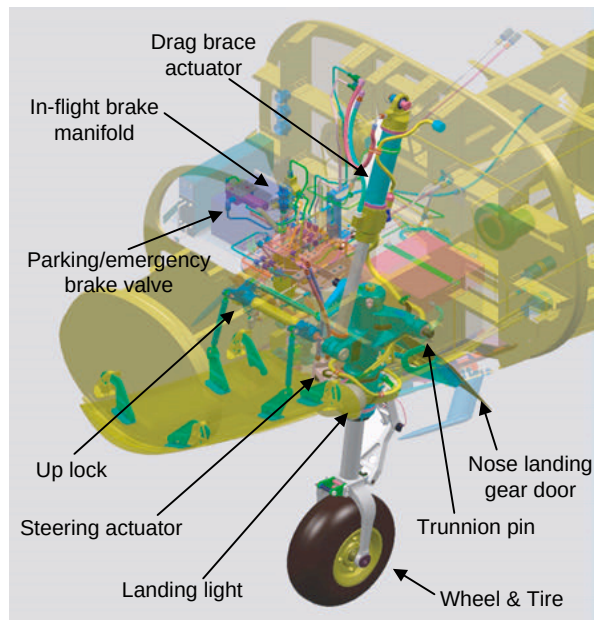


Fig. 19 Nose landing gear

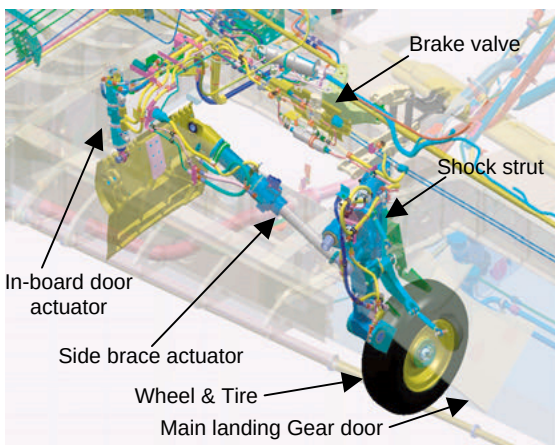


Fig. 18 Main landing gear

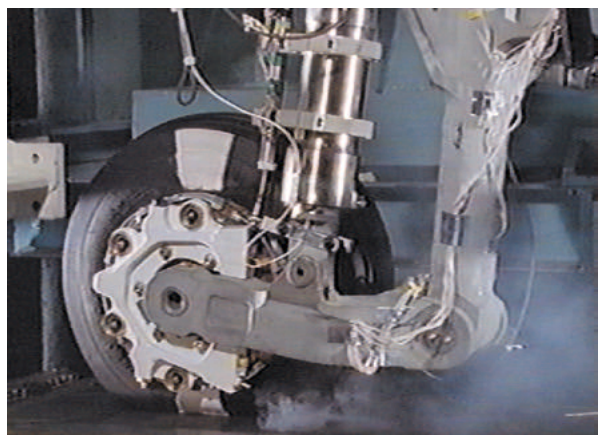


Fig. 20 Main landing gear drop test

6.2. フラップ

本機は固定ベーンを有するリンケージ・タイプ(機械的にリンクで展長させる)フラップを採用し、Fig. 21 に示すように、離陸時に 15.7° 、着陸時に 50° の二つのフラップ展長位置が設けられている。このフラップは左右の主翼の翼根部に各1本ずつ取り付けられた合計2本の油圧アクチュエータで駆動され、またスプリットコンディション(左右のフラップの角度が異なる条件)を防ぐため、左右のフラップは機械的に結合されている。

フラップについては飛行荷重条件下に対する耐久試験がおこなわれた。試験ではフラップが変位する際に連続的に飛行状態と同様な空気が負荷できるよう、フラップと共に動くトーナメントバーを介して油圧アクチュエータにより模擬分布空気が負荷された。試験の結果、フラップ機構は飛行試験計画から決められた耐久サイクル目標を満たしていることが確認された。

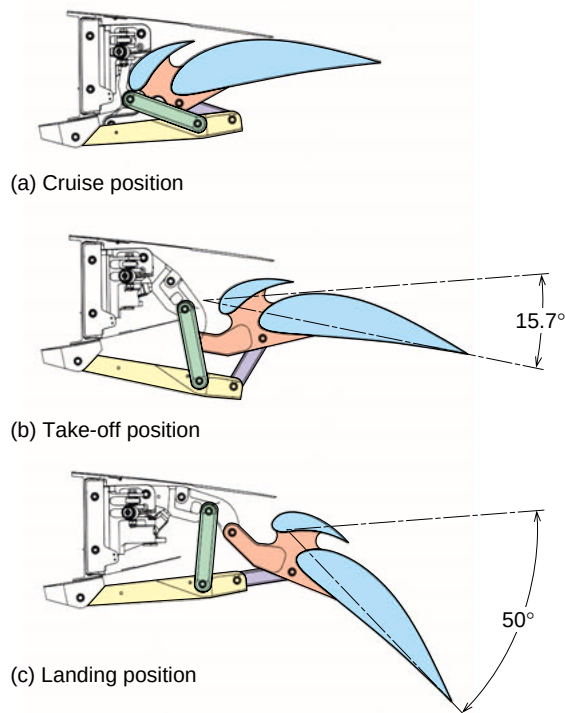


Fig. 21 Flap linkage mechanism

6.3. 燃料系

本機は Fig. 22 に示すように4つの燃料タンク、すなわち、右翼内タンク、左翼内タンク、キャリースルー・タンクおよび後部胴体ブラダータンクを備えている。

燃料は後部胴体の右側1ヶ箇所から給油され、トランスファー・ポンプにより、キャリースルー・タンクから左右の翼内タンクへ移送される。そして右エンジンには右翼タンクから、左エンジンには左翼タンクから、各々のパイロン下にあるコレクタ・タンクを介して燃料が供給される。プライマリ・ポンプはエジェクター・タイプで、エンジン始動時に

は電気式ブースタ・ポンプを用いている。燃料移送管理装置(FTMU)は翼内の燃料レベルを維持することにより、翼付け根の平均曲げモーメントを12%程度軽減している。また、クロスフィード・ファンクション(自動相互供給機能)が組み込まれ、非対称運用を可能にすると共に左右の燃料の不均衡を修正することが可能である。以上の結果アンユーザブル・フューエル(使用不可燃料)は全燃料体積の約2%に抑えることができた。

キャリースルー・タンク内に3個、左右翼タンク内に各4個、ブラダータンク内に2個の合計13個の容量型燃料計が取り付けられ、正規の飛行包絡線図内にある任意の定常飛行条件において、指示燃料量の2%+フルスケールの1%、以内の精度で燃料量を計測することができる。

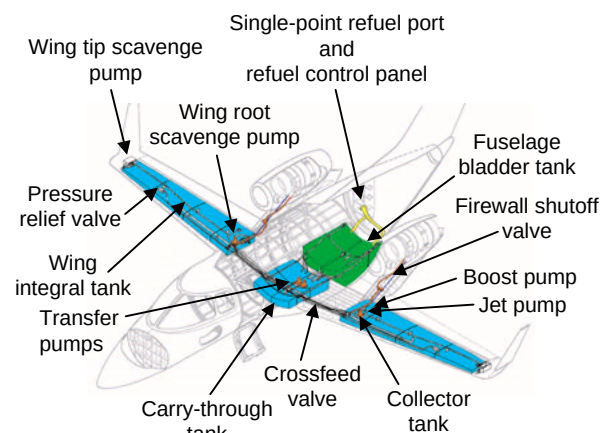


Fig. 22 Fuel system

6.4. アビオニクス

本機は、オープン・アーキテクチャを有するモジュラー設計のオール・グラス・フライトデッキを採用している。本機のcockpitをFig. 23に示す。機体姿勢およびエア・データからエンジン計器、気象データ、交通情報、地形などのすべての情報が、2個のプライマリ・フライト・ディスプレイ(PFD:大画面主飛行情報表示器)と1個のマルチ・ファンクション・ディスプレイ(MFD:多機能飛行情報表示器)



Fig. 23 Cockpit

7. まとめ

上にデジタル表示される。PFD には速度計、昇降計、調節式高度計、方向指示計、姿勢計(人工水平儀)、横滑計、デュアルのNAV/COM、などが表示され、MFD にはEIDS (N1, ITT, N2, 油温, 油圧など)、燃料流量、燃料量、発電機電流、GPS マップ、などが表示される。

本機のcockpitではこのように高度の統合がおこなわれ、状況把握性、機能性、操作容易性、冗長性、飛行安全性などの機能がとくに強化されている。

6.5. その他のシステム

HondaJetのシステムレイアウトにおいては、キャビン容積を最大にするため、ノーズコンパートメント、翼胴フェアリング内、パイロン内、リアバルクヘッド後方の後部胴体内などのスペースを有効に活用しているのが特徴である。ノーズコンパートメントにはバッテリー、パーキングブレーキバルブ、AHRS (Attitude and heading reference system)などを、翼胴フェアリング内にはECS (Environmental control system)配管、熱交換器、フローコントロールバルブ、トリムバルブなどを、パイロン内には消火装置やプリクーラーを、また胴体後部にはDCMP (DC モーターポンプ)、リザーバー、アキュムレータ、エアコンなどをそれぞれ搭載している。各システムの配置を Fig. 24 に示す。このような新レイアウトを採用することにより有効キャビン容積は他機を大きく凌ぐことが可能になった。

Honda は先進的な小型軽量ビジネスジェット機を開発し、初飛行を成功させた。翼上面エンジン搭載形態や自然層流翼、自然層流ノーズ、コンポジット胴体など多くの先進技術を採用することにより、キャビン容積、速度、燃費性能などの面で同クラスのビジネスジェット機を大きく凌ぐことが可能となった。今後は種々の飛行試験を通じて詳細性能を実証していく。最後に、創業以来の空への夢を共有し、HondaJetを実現するためにご協力をいただいた社内外の皆さまに心から感謝致します。

参考文献

- (1) Fujino,M., Kawamura,Y.: Wave- Drag Characteristics of an Over-the-Wing nacelle Business-Jet Configuration, Journal of Aircraft, Vol.40, No.6, p.1177-1184(2003)
- (2) Fujino,M.: Design and Development of the HondaJet, AIAA Paper 2003-2530(2003)
- (3) Eppler,R.: Airfoil Design and Data, Springer-Verlag, Berlin(1990)
- (4) Fujino,M., et al.: Natural-Laminar-Airfoil development for a Lightweight Business Jet, Journal of Aircraft, Vol. 40, No.4, p.609-615(2003)

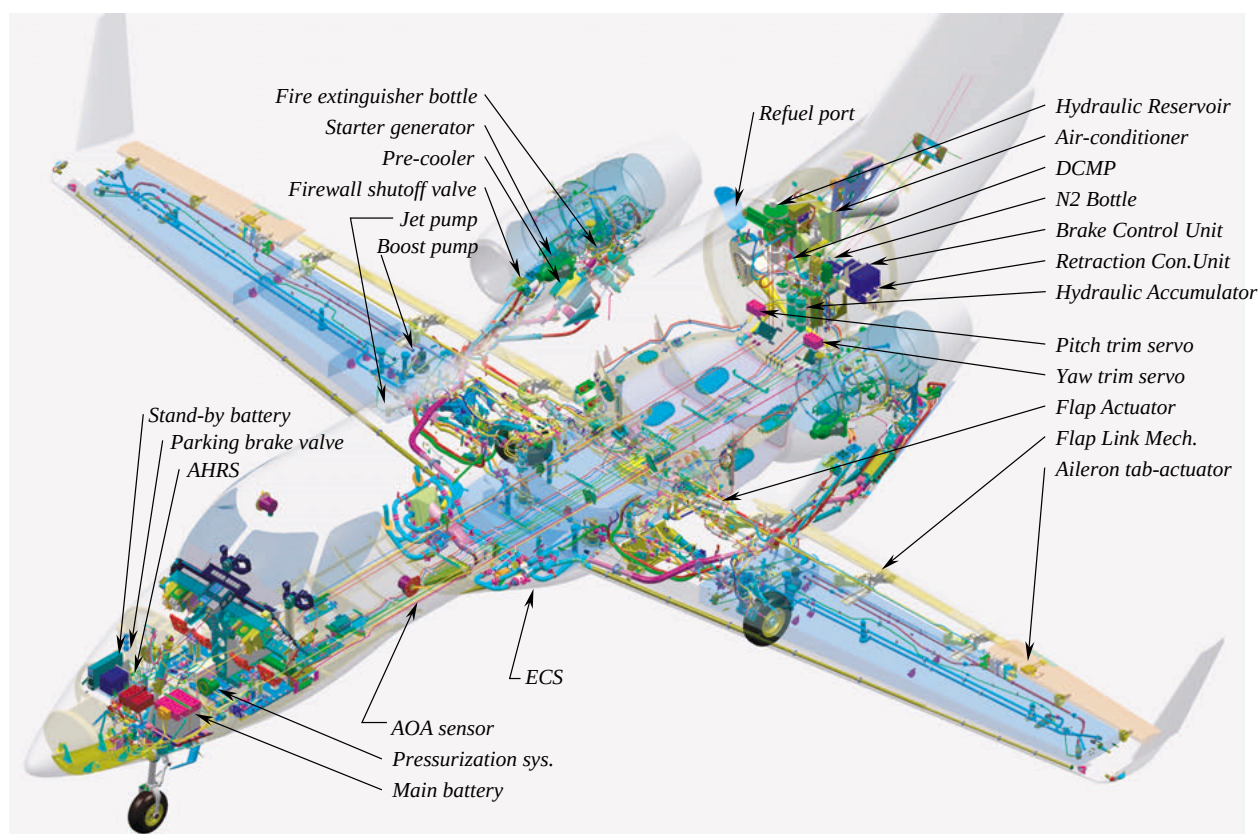


Fig. 24 System layout

- (5) Tidd,D.M., et al.: Application of an Efficient 3-D Multi-Grid Euler Method to Complete Aircraft Configurations, AIAA Paper 91-3236, AIAA 9th Applied Aerodynamics Conference (1991)
- (6) Morgan,H.L.: High-Lift Flaps for Natural Laminar Flow Airfoils, Laminar Flow Aircraft Certification, NASA CP-2413, p.31-65 (1986)
- (7) Drela,M.: Design and Optimization Method for Multi-Element Airfoils, AIAA Paper 93-0969 (1993)
- (8) Valarezo,W.O., Chin,V.D.: Maximum Lift Prediction for Multielement Wings, AIAA Paper 92-0401 (1992)
- (9) Maskew,B.: Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-Order Panel Methods, Journal of Aircraft, Vol.19, No.2 (1982)
- (10) Fujino,M., et al.: Flutter Characteristics of an Over-the-wing Engine Mount Business-Jet Configuration, AIAA Paper 2003-1942 (2003)
- (11) 松井宣夫, 佐藤恵一: Honda Jet 全複合材胴体構造の研究, Honda R&D Technical Review, Vol.16, No.2

■ 著 者 ■



藤野 道 格