HondaJet の開発について^{*, **}

Design and Development of HondaJet

藤野道格^{**}

Michimasa FUJINO

Key words

business jet, natural-laminar-flow, over-the-wing engine-mount, integral machined skin, fuselage made entirely of composites

1. はじめに

世界の航空輸送は過去 20 年の間、約 6.7% の伸びで成長をしており、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 (2004 年時点)。それに伴い、ビジネスジェット機の市場も同様に堅調な成長を続け、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少ないこと) 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、まだ一般ユーザにまで普及しているとは言いがたい。特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、今後の航空輸送におけるビジネスジェット機の姿が大きく変わることが予想される。

このような背景で、将来のビジネスジェット機の姿に変革を起こすべく、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。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、これらの性能目標を達成するため、極めて滑らかな翼表面を実現する機械加工一体削りだしのインテグラルスキンを用いた

自然層流翼、自然層流ノーズ、主翼上面エンジン搭載形態、そして、一体成形構造の全複合材製の胴体など、それまでの常識に囚われない多くの新技術が開発された。

2. 航空機の概要と性能

機体の概要を図 1 に示す。2 基の Honda HF-118 高効率ターボファン・エンジンが搭載されている。1 基あたりの離陸推力が 7429 N で、全自動デジタル・エンジン制御装置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、全長 12.5 m、翼長 12.2 m、高さ 4.1 m である。設計最大離陸重量は約 4173 kg、最大速度は高度 9100 m (30000 ft) のとき約 778 km/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 1.49 m、乗客用客室部分の長さは 4.6 m 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。

3. 空 力

3.1 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

図 1 構成概要図

*原稿受付 平成 22 年 5 月 11 日

**本田技研工業(株) (東京都港区南青山 2-1-1)

藤野道格

1984 年本田技研工業株式会社入社。2006 年ホンダエアクラフトカンパニー・インコーポレーテッド取締役社長。2009 年同執行役員に就任、現在に至る。

図2 主翼上面搭載形態の圧力分布図

図4 失速パターン

図3 抗力係数の比較

図5 揚力曲線の比較

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¹⁾を行い(図2)、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を行った。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いだされ、抵抗発散がクリーンな翼形状より大きなマッハ数で起きることがわかった。ナセル前面がクリーンな翼の衝撃波発生位置近くになり、ナセル下面が翼上面から垂直方向にナセル最大高さの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も小さくなることが確認された²⁾(図3)。

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。

3.2 主翼

主翼の空力設計には主要な性能として、良好な失速特性

を維持しつつ抵抗を最小とすることが求められる。

最小構造重量で誘導抵抗を最小とするための詳細な検討を行った。その結果、航続距離が2037 km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%のときに離陸重量を最小にできることがわかった。次に前述のように本機には通常使われない主翼上面エンジン搭載形態を採用したため、理論解析および低速風洞試験によって失速特性を注意深く調べた。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の失速パターンを図4に示す。主翼の失速は半翼幅の55%の位置で発生し、気流の剥離が主翼中央前方に向かって広がっていく。このことから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を示している。また、ナセル有無での揚力曲線の違いを図5に示す。主翼上面エンジン搭載形態は、クリーンな翼形状に対してゼロ揚力角が1.2°大きく、最大揚力係数0.07高

くなっており、ナセルを主翼上面に搭載しても不利な点がないことが実証された³⁾。

次に、高い性能目標を達成するために、コンフォーマル・マッピング法⁴⁾を使って新しい自然層流翼型 SHM-1 を開発した⁵⁾。SHM-1 翼型の形状と代表的圧力分布図を図 6 に示す。翼上面で翼弦長の約 42% までが順圧力勾配に、その後が凹型の圧力回復となっており、最大揚力、ピッチングモーメント、抵抗発散の間で最適なバランスが取られている。翼下面では抵抗を減少させるために有利なように翼弦長の約 63% までが順圧力勾配となっている。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きるような翼前縁形状を設計した。さらに翼上面の後縁部分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 航空機の主翼を改修した実験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行った。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

図 6 翼の断面形状と圧力分布図

図 7 層流ノーズの抵抗低減効果

係数を有することが特徴である。

3.3 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の形状を新たに開発した。設計には三次元パネルコードと積分境界層法を用いた⁶⁾。ノーズの外形形状は、層流域の長さを最大とするために、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した。この妥当性検証のため、縮尺 1/3 の胴体模型を用いて低速風洞で試験を行った。各迎角でのノーズ部流れを可視化するために赤外線カメラを使う手法も用いた (図 7)。

その結果、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、さまざまな形状の段差や隙間をノーズに設けて、限界値を検証した。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。

4. 空 力 弾 性

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⁷⁾と NASTRAN を用いた理論的解析を行い、それを検証するために低速および遷音速風洞でのフラッタ試験を実施した。

検討の結果、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も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及ぼすこともわかった。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)、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

図 8 フラッタ特性

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 (図 8)⁷⁾。

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 (図 9)、アルミニウム製の桁とスキン (外板) から成り立っている。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から構成され、それがインテグラル燃料タンクとなっている。

上面スキンは、層流実現に必要な滑らかな形状を保つために、機械加工によるストリンガー一体化パネルとした。これにより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。

5.2 胴体

胴体は全複合素材製で、材料は炭素繊維強化 180℃ 硬化エポキシ樹脂プリプレグを用いている。図 10 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を形成している。キャビンとなる一定断面形状部分は容積を拡大するために、一体型強化パネル構造となっている。その部分のフレームとストリングは形状を統一して必要な金型を最小限にし、製造を容易にしている。また、この部分は簡単に伸長可能で、将来の胴体ストレッチによる座席増に容易に対応できる。

5.3 システムレイアウト

キャビン容量を最大にするため、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胴体内などのスペースを有効に活用していることが特徴である。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) 等を、翼胴フェアリング内には ESC (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ブリッカーを、また胴体後部には DC モータポンプ、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。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となった。

6. まとめ

HondaJet は、先進的な小型軽量ビジネスジェットである。その特徴は、翼上面エンジン搭載形態、自然層流翼、自然層流ノーズ、複合材胴体など多くの先進技術を採用することにより、キャビン容量、速度、燃費性能などのトータルバランスで、同クラスのビジネスジェット機を大きく凌ぐことである。現在は、初引き渡しを目指して、認定機体の製作および認定作業の推進中である。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

図 9 翼の構造

図 10 胴体の構造

力をいただいた社内外の皆様様に心から感謝いたします。

*** 本稿は、著者の論文を編集委員会で再編集し、内容についてご承認を得たものです。

参考文献

- 1) D.M. Tidd et al.: Application of an Efficient 3-D Multi-Grid Euler Method to Complete Aircraft Configurations, AIAA Paper 91-3236, (1991).
- 2) M. Fujino and Y. Kawamura: Wave-Drag Characteristics of an over-the-Wing Nacelle Business-Jet Configuration, Journal of Aircraft, **40**, 6 (2003) 1177-1184.
- 3) M. Fujino: Design and Development of the HondaJet, AIAA Paper 2003-2530, (2003).
- 4) R. Eppler: Airfoil Design and Data, Springer-Verlag, Berlin, (1990).
- 5) M. Fujino et al.: Natural-Laminar-Airfoil Development for a Lightweight Business Jet, Journal of Aircraft, **40**, 4 (2003) 609-615.
- 6) B. Maskew: Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-Order Panel Methods, Journal of Aircraft, **19**, 2 (1982) 157-163.
- 7) M. Fujino, H. Oyama and H. Omotani: Flutter Characteristics of an over-the-Wing Engine Mount Business-Jet Configuration, AIAA Paper 2003-1942, (2003).