

28-2 HondaJet 用 HF120 エンジンの開発

1. はじめに

本田技研工業(株)(以下、Honda)が開発した小型ビジネスジェット機である HondaJet (図1)は、2015年12月に米国連邦航空局(Federal Aviation Administration: FAA)の型式証明を取得し、販売を開始した。その機体に搭載された HF120 ターボファンエンジン(HF120)は 2006年より General Electric 社(以下、GE 社)と共同で開発を行い、2013年12月に FAA の型式承認を取得した。



図1 HondaJet

本稿では、Honda における航空用ガスタービンエンジン研究に対するこれまでの取組みと、小型ターボファンエンジンでトップクラスの軽量、低燃費、低エミッションを誇る HF120 を紹介する。

2. Honda での航空用ガスタービン研究

2. 1 初期の研究段階

Honda は 1986 年に基礎技術研究センターを設立し、航空用ガスタービンエンジンの研究を開始した。

CGT (Ceramic Gas Turbine)	ATP (Advanced Turbo Prop)	AFT FAN
1986-1988	1987-1989	1990-1991
		
セラミック製 タービン/燃焼器	2重反転 コンボジットプロペラ	高バイパス比 ギヤードアフファン

図2 Honda での初期型航空用ガスタービンエンジン

最初に設計したエンジンは高温部にセラミック材料を使用した出力 441kW(600ps)のセラミックガスタービン(図2左)で、遠心式圧縮機、リバーリアニュラ燃焼器、ラジアルタービンで構成されるガスジェネレータであった。エンジン試験ではセラミックロータが度々破損し、原因究明も困難となることが多く、当時のセラミック材料での実用化は不可能であると判断した。

次に設計したエンジンでは、セラミック材料を耐熱合金に置換し、推進系に2重反転プロペラ（図2中央）を採用した。軸流単段低圧タービンの回転を遊星ギヤで減速して前後のカーボンコンポジット製プロペラを駆動する構造で、ピッチコントロールにより前後の回転速度を制御するシステムであった。

しかし、このエンジンは騒音の問題やオープンロータに起因する認定上の課題があることが判り、2重反転プロペラを高バイパス比ギヤードアフタファン（図2右）に変更した。このエンジンで初めて設計目標出力を達成したが燃費や重量については達成できなかった。

2. 2 ターボファンエンジン研究

(1) HFX-01 ターボファンエンジン

初期の研究段階では Honda 独特のアグレッシブな構造で小型高性能エンジンを目指したが、技術的困難が多く飛行試験を実施するレベルに到達できないと判断して、1991年よりコンベンショナルな2軸ターボファンエンジン HFX-01（図3）の研究を開始した。このエンジンの離陸推力は 8.01kN(1800lbf)で、基本構成はファン、低圧圧縮機（軸流1段）、高圧圧縮機（遠心式1段）、リバーリアニユラ燃焼器、高圧タービン（軸流1段）、低圧タービン（軸流2段）とした。認定取得に必要な主要エンジン試験に続き、ボーイング727を使用した飛行試験を実施した。この試験により、地上試験だけでは評価できない飛行時の性能、機能等のデータを取得し、その後のエンジンの研究開発に役立てた。エンジンの競争力はその当時の最新他社エンジンと同等レベルを達成した。



図3 HFX-01ターボファンエンジン

(2) HF118 ターボファンエンジン

1999年より HondaJet 実証実験機¹⁾に搭載するエンジンとして離陸推力 7.43kN(1670lbf)の HF118ターボファンエンジン (HF118)^{2),3)}（図4）の研究を開始した。HF118 の設計目標は競合機に対する競争力確保のために、その当時の同推力クラス他社エンジンに対して、巡航燃費 10%改善、推力重量比（推重比）20%改善、エミッションについては HF120 の章で詳述するように、より大型のエンジンに適用される規制基準を満足することと定め、これらすべての目標を達成したエンジンとすることができた。



図4 HF118ターボファンエンジン

HF118 の基本構成では、HFX-01 に対して低圧タービンを2段から1段にシンプル化したことと、巡航燃費と騒音改善のために排気ミキサを採用したことが主な変更点である。

HF118の技術的特徴を図5に示す。ファンではロータにブリスク(Bladed Disk)構造を採用し、ファンステータにカーボンコンポジット材を使用することにより軽量化を図った。高圧圧縮機にはパイプディフューザを採用して高効率な遠心圧縮機⁴⁾を実現し、低燃費化を図った。また、これらの空力部品は自社開発した精度の良いCFDコード⁵⁾を用いて設計した。高圧タービンブレード材には単結晶耐熱合金を採用し、低圧タービンは高負荷空力設計により単段として、軽量化を図った。燃烧器の壁面冷却にはエフュージョン冷却方式を使用し、単段のエアブラスト燃料ノズルとの組合せでエミッションを低減した。低圧軸は1次共振点を乗り越えて使用するスーパークリティカル軸とすることでキャビンの騒音や振動を低減している。これらのほとんどの技術はHF120にそのまま採用されており、HF120の章で詳述する。

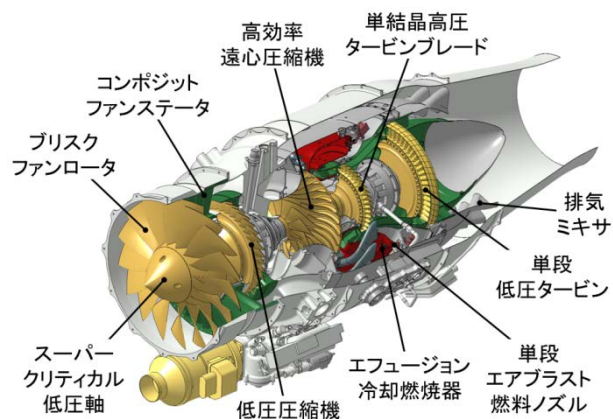


図5 HF118 エンジン特徴

主要なエンジン部品は本田技術研究所の試作部門で製造した。特にファンロータや遠心圧縮機ロータ等の5軸翼面加工、タービンノズルやタービンブレードの精密鋳造、燃焼器のレーザ穴あけ、パイプディフューザの3次元レーザ溶接といった特殊加工は社内で製造できるようにした。

エンジン試験では、主要な型式承認試験に相当するエンジン地上試験を実施し、2002年6月にセスナサイテーションジェットを用いた飛行試験により機能、性能の確認を完了した後、2003年12月にHondaJetに搭載されて初飛行に成功した。

3. HF120 ターボファンエンジンの開発

3. 1 GE Honda 共同開発の経緯

Hondaは航空エンジンの事業化にあたり、単独での参入はリスクが大きく、既存の航空エンジンメーカーとの共同開発が絶対条件と考えていた。同時期、GE社は今後の成長が期待されるビジネスジェット機用小型エンジン開発のパートナーを探していた。このように両社の思惑が一致して、合弁企業GE Honda Aero Enginesを設立し、共同開発を進めることになった。

3. 2 開発のねらい

Honda単独で開発したHF118をベースに、GE社の技術も導入してさらに発展させ、同等推力の最新エンジンの中でトップクラスの低燃費と高推重比を達成することをHF120の目標とした。エミッションについては、HF120クラスの小型エンジンでは規制対象になっていないNOx、CO、THC(Total Hydrocarbonの略)に対して、推力26.70kN(6000lbf)以上のエンジンに適用される規制を満たすことを目標とした。

3. 3 エンジン概要

HF120 の外観を図 6 に、主要諸元を表 1 に示す。本エンジンの離陸推力は 9.32kN(2095lbf)で、HondaJet のような 6 人から 8 人乗りビジネスジェット機に使用される推力クラスであり、HFX-01 や HF118 と同様にコンベンショナルな 2 軸ターボファン形式を採用している。



図 6 HF120 ターボファンエンジン

表 1 HF120 主要諸元

モデル	HF120
離陸推力	9.32 kN (2095 lbf)
全長	1511 mm
全幅	655 mm
全高	775 mm
重量	211 kg
低圧軸回転数	19055 rpm
高圧軸回転数	49200 rpm
低圧タービン入口温度	860°C

3. 4 エンジン性能

(1) 燃費、推重比

エンジン離陸推力に対する燃費(SFC : Specific Fuel Consumption)と推重比のトレンドを図 7 および図 8 に示す。推力が大きくなるにつれて燃費、推重比ともに向上しており、

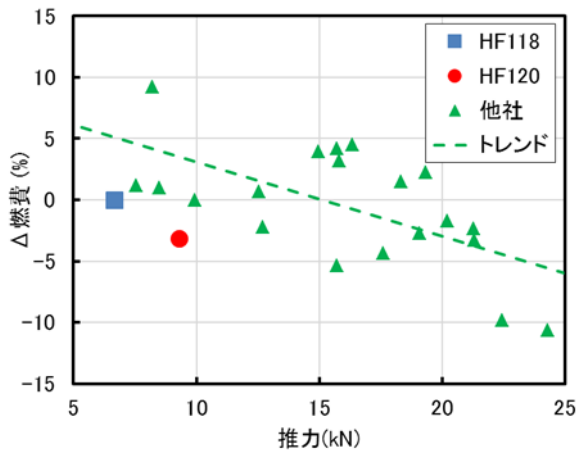


図 7 燃費トレンド

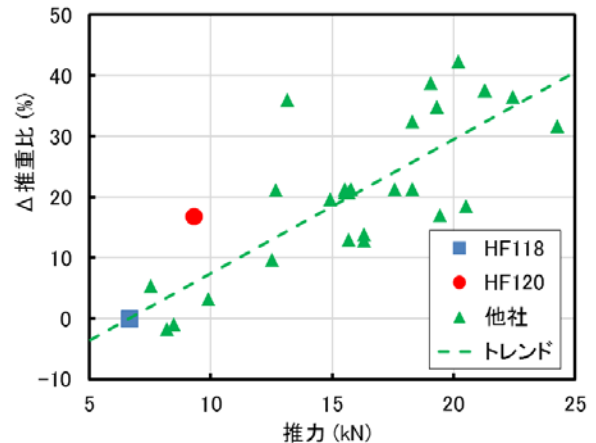


図 8 推重比トレンド

そのトレンドに対して HF120 は優位性があることがわかる。

HF120 の燃費と推重比の達成値および推力 10kN(2247lbf)以下の他社エンジンとの比較を図 9 に示す。HF118 に対し、燃費 3%、推重比 17%の向上を達成し、他社エンジンに対しても競争力を確保している。

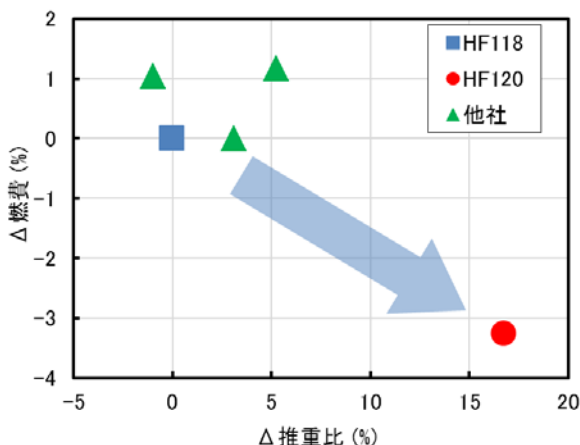


図 9 燃費推重比他社比較

(2) エミッション

図10に HF120 のエミッション排出量を示す。スモークはすべてのターボファンエンジンに対する規制対象項目であるが、NO_x、CO、THCについては、現在のところ HF120 クラスの小型エンジンに対する規制はなされていない。各項目に対する規制値はエンジンの推力やサイクル圧力比から計算される。スモークは HF120 の規制値を 100%として示し、スモーク以外の項目については推力 26.70kN(6000lbf)以上のエンジンの規制基準を HF120 に適用して算出した規制相当値を 100%として示した。図からもわかるように、HF120 のエミッション排出量はすべての規制基準を満足している。

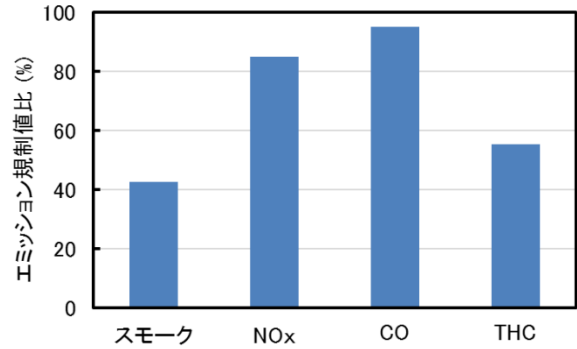


図10 エミッション排出量

3. 5 エンジンの特徴

HF120 の構造を図11に示す。HF118 からの主な構造上の変更点は、燃費と推重比の改善のために低圧圧縮機と低圧タービンにそれぞれ1段追加して2段としたことである。各コンポーネントの設計は GE 社と Honda がそれぞれの優れている領域を受け持った。高圧圧縮機、燃焼器、ソフトウェアを含む制御系は Honda が担当し、低圧圧縮機、高圧タービン、排気ミキサは GE 社が担当した。ファンや低圧タービン等、その他のコンポーネントは GE 社と Honda 共同で設計を行った。例えばファンの空力設計は主に Honda が担当し、鳥衝突時の強度解析は主に GE 社が担当した。また、コンポジットファンステータの設計は Honda が担当した。以下の項では、主に Honda が担当した特徴的なコンポーネントについて詳述する。

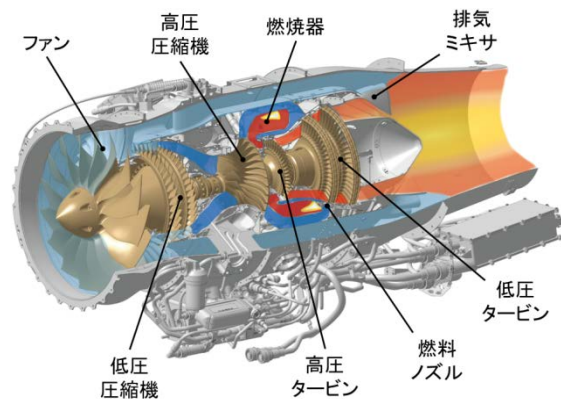


図11 HF120 エンジン構造

(1) ファン

ファンの主要部品を図12に示す。ファンローターは空力性能向上のためワイドコードスウェプト設計を採用し、軽量化と信頼性向上のためにチタン鍛造素材からブレードとディスクを一体で削り出すブリスク構造とした。ファンステータも軽量化のためにランダム配向のカーボンコンポジット材料を採用し、前縁に耐エロージョン性向上のため金属薄板を接着している。

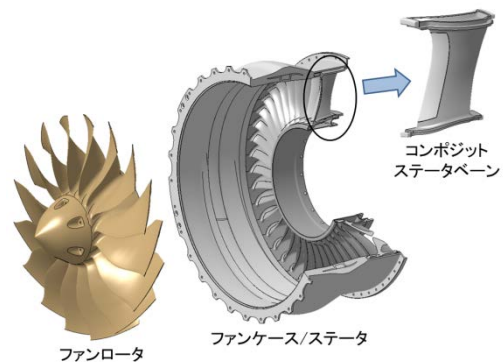


図12 ファン主要部品

(2) 圧縮機

圧縮機の主要部品を図 1 3 に示す。低圧圧縮機はサイクル圧力比の向上と高圧系コンポーネントの小型化のため 2 段の軸流形式を採用し、高圧圧縮機は耐熱チタン合金製の遠心式ロータと、パイプディフューザ構造を採用して、CFD を用いた空力設計による高効率化により、燃費の向上を図っている。

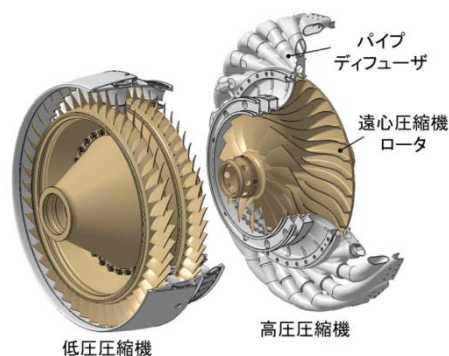


図 1 3 圧縮機主要部品

(3) 燃焼器

燃焼器の主要部品を図 1 4 に示す。燃焼器ライナの形式はエンジンの軸長短縮のためにリバースアニュラ型とした。燃焼器ライナ壁面の冷却にはレーザ加工による斜めの細孔を多数設けたエフュージョン冷却を採用し、構造のシンプル化を図っている。一般的に燃料ノズルは低流量域と高流量域に対応するため 2 系統の燃料ラインを用いるが、HF120 ではエアブラスト燃料ノズルで 1 系統化する技術により、シンプル化と軽量化を図っている。また、燃料微粒化等の噴霧性能と、燃焼室内のフローパターンを燃焼 CFD 解析⁶⁾等を活用して適切に調整することにより、エミッションを低減している。

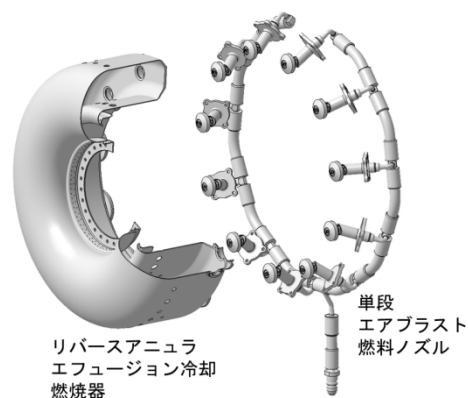


図 1 4 燃焼器主要部品

(4) エンジン制御

エンジン制御システムは Full Authority Digital Engine Control (FADEC) を採用し、冗長化されたデジタル電子制御装置でエンジンを制御している。燃料流量とブリードバルブ開度が主な制御項目であり、大気や飛行の状態と抽気量等のエンジン負荷条件を考慮してパイロットの操作に応じた推力調整を行うこと、及び加減速時のエンジンストールや失火を防止するための適切な制御を行っている。

3. 6 エンジン型式承認

2007 年にエンジンの詳細設計を開始し、部品図面の作成、部品製作及びエンジン組立を進めた。2009 年 10 月にエンジン初号機の地上試験を開始し、2010 年から飛行試験および型式承認試験を開始した。エンジン型式承認試験は各種耐久試験や異物吸込み試験、アイシング試験等を実施し、コンポーネント単体の型式承認試験は耐久試験や耐火試験、耐環境試験等を実施した。総数 190 通におよぶ認定レポートを提出し、2013 年 12 月に FAA の型式承認を取得し、2016 年 4 月に欧州航空安全庁 (European Aviation Safety Agency: EASA) の型式承認を取得した。今後は必要に応じて諸外国の認定を取得していく予定である。

4. まとめ

Honda は 1986 年より航空機用ガスタービンエンジンの研究を独自に開始し、様々なエンジンの研究を行ってきた。これらのエンジンで培った技術をベースに、燃費、推重比、エミッションに優れた HF120 ターボファンエンジンの開発を GE 社と共同で完了し、FAA および EASA の型式承認を取得した。

本エンジンを搭載した HondaJet は 2015 年 12 月に FAA 型式証明を取得し、納入を開始している。

5. 参考文献

- 1) 藤野道格, “ホンダジェットの開発”, 日本機械学会誌, Vol.108, No.1039(2005), pp. 458-460.
- 2) 園田豊隆, 野田悦生, “小型ビジネスジェット用 HF118 ターボファンエンジン”, 日本機械学会誌, Vol.108, No.1039(2005), pp. 456-457.
- 3) 園田豊隆, 野田悦生, “小型ビジネスジェット用 HF118 ターボファンエンジンの開発”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.34, No.3(2006), pp. 165-171.
- 4) Oana, M., Kawamoto, O., Otani, H. and Yamamoto, Y., “Approach to High-Performance Transonic Compressor Design”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1 (2004), p.164-170
- 5) Arima, T., Sonoda, T, Shirotori, M., Tamura, A. and Kikuchi, K., “A Numerical Investigation of Transonic Axial Compressor Rotor Flow Using a Low Reynolds Number k-ε Turbulence Model”, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No. 1 (1999), p. 44-58
- 6) Murata, K., Shibata, R. and Yadomaru, G., “A Coupled Combustion CFD Analysis of an Aircraft Gas Turbine Combustion Chamber Complete with Effusion Cooling Holes”, IGTC2011-0027 (2011)