

# HF120 ターボファンエンジン型式認定取得へ向けた 各種試験の紹介

HF120 Turbofan Engine Development Test for Type Certificate

柴田 良輔\*  
Ryosuke SHIBATA  
田口 収\*  
Shuu TAGUCHI

石川 克正\* 児玉 亮\*  
Katsumasa ISHIKAWA Ryo KODAMA  
中田 秀彦\*  
Hidehiko NAKATA

## 要 旨

弊社および General Electric 社は HF120 ターボファンエンジンの米国連邦航空局型式認定取得に向けて法規適合性実証のためのコンポーネント認定試験、エンジン認定試験および関連するエンジニアリング試験を実施した。これら試験の結果、HF120 ターボファンエンジンが米国連邦航空規則 14 CFR Part 33 および Part 34 に定められる耐空性要求、排気ガス規制要求を満足することを確認した。

HF120 ターボファンエンジンの開発では総数 190 通におよぶ認定試験計画およびレポートを提出し、2013 年 12 月 13 日に米国連邦航空局より型式認定証書を受領した。

## ABSTRACT

Honda and General Electric Company have performed component certification tests, engine certification tests, as well as associated engineering tests, to verify conformity with regulations in order to obtain United States Federal Aviation Administration Type Certificate for the HF120 turbofan engine. The results of these tests confirmed that the HF120 turbofan engine satisfies the airworthiness requirements and exhaust emission regulation requirements of the United States Federal Aviation Regulations Title 14 of the Code of Federal Regulations Parts 33 and 34.

A total of 190 certification test plans and reports were submitted in the development of the HF120 turbofan engine, and on December 13, 2013, a Type Certificate was received from the United States Federal Aviation Administration.

## 1. まえがき

弊社ではおよそ 30 年前に航空用エンジンの基礎研究を開始し、2003 年 12 月に弊社が単独開発した HF118 ターボファンエンジン (HF118) を HondaJet コンセプト実証機に搭載して飛行試験を開始した。2004 年 10 月には General Electric 社 (GE) と小型ビジネスジェット用ターボファンエンジンの事業化にむけた合弁会社を設立し、創業以来の夢であった航空事業への参入に、さらに一歩近づいた。2007 年 2 月には米国連邦航空局 (Federal Aviation Administration: FAA) に対して HF118 の後継量産型エンジンである HF120 ターボファンエンジン (HF120) の型式認定取得の申請をおこなうと同時に詳細設計を進め、2009 年 10 月より初号機の運転を、2010 年からは認定試験およびエンジニアリング試験を開始した。

\* 航空機エンジン R&D センター

ここでエンジニアリング試験とは、認定試験とは別に、認定試験の成立性や条件設定の事前検証、および解析の確からしさを検証するための基礎データの取得などを目的とした試験をいう。

## 2. 試験の分類

米国連邦航空規則では、型式認定取得のための法規適合性を試験、解析またはそれらの併用によって実証することを要求している。本要求に対して FAA 立会いのもと、法規適合性実証をおこなう試験が認定試験である。解析による実証は確からしさが検証されたモデルを用いて法規適合性を実証する。解析モデルの確からしさはコンポーネント試験やエンジン試験結果と解析の結果が一致することで証明する。

次節ではターボファンエンジンの型式認定取得に向けた各種試験の概要を紹介する。

## 2.1. コンポーネント試験

コンポーネント試験は大きく三つある。耐火試験など、エンジン運転条件を再現可能な部品に対して単体で実施する試験、エンジン耐久試験では十分に評価できない各種センサなどの部品に対して単体でより厳しい条件にて実施する試験、認定試験を解析で補う場合に解析の確からしさを実証するために部品単位で実施するエンジニアリング試験である。HF120 の開発ではコンポーネント認定試験を計 41 項目実施した。本稿では例としてオイルタンク耐火試験、Power Take Off (PTO) および補機駆動ギヤボックス (Accessory Gear Box: AGB) 耐久試験について紹介する。

## 2.2. エンジン試験

エンジン試験の内容は、定常性能試験および加速時間、サージ、失火を評価する加減速試験など、性能、機能、操作性を確認する試験、振動試験や、過温度試験、潤滑油遮断試験など、過酷な条件における健全性を確認する試験、雨水、ひょう、鳥、氷など、飛行中に吸い込む可能性のある異物を実際にエンジンに吸い込ませる試験、横風や後ろ風状態での始動試験や、高空状態での再始動性確認試験、意図的にファンブレードを破損させ、エンジンの耐空性に問題がないことを確認するファンブレードコンテイメント試験、排ガス計測試験などから構成される。HF120 の開発では合計 29 項目のエンジン認定試験を実施した。エンジン試験の多くは GE が実施したが、各種エンジニアリング試験は弊社でも実施した。

本稿ではエンジン試験の中から例として、サージおよびストール試験、高圧遠心圧縮機 (High Pressure Centrifugal Compressor: HPCC) インペラ振動応答能力測定試験、鳥吸い込み試験、ブレードコンテイメント試験について、エンジニアリング試験も含めて紹介する。

なお、鳥吸い込み試験は弊社生命倫理委員会の承認を経た上で実施した。

# 3. コンポーネント試験と結果

本章ではオイルタンク耐火試験、PTO および AGB 耐久試験について紹介する。

## 3.1. オイルタンク耐火試験

### 3.1.1. 認定要件

米国連邦航空規則<sup>(1)</sup>では、エンジン通常運転時に可燃性液体を保持する部品が耐火性を有することを要求している。耐火性とは部品が火炎にさらされた状態において可燃性流体を漏らさず、また火炎を助長しないことを指す。こ

の要求の実証にあたり、オイルタンク耐火試験を実施した。

### 3.1.2. 評価手法

オイルタンク耐火性はコンポーネント認定試験によって法規適合性を証明した。今回の試験対象部品を Fig. 1 に示す。HF120 のオイルタンクはインタメディエートケース (IMC) と一体となっていて、オイルタンクキャップおよびレベル確認のためのサイトゲージをケース外側に取り付ける構成としている。

試験に先立ち、部品の中で可燃性液体を保持している箇所を抽出し、壁厚、シール形態、火炎保護機構の有無、冷却流の有無などから試験にて火炎を当てる箇所を検討し、インタメディエートケースのオイルタンクキャップとサイトゲージを含む箇所と設定した。

火炎を当てた箇所の試験直後の様子を Fig. 2 に示す。試験中および試験直度にオイル漏れはなく、火炎が助長されることもなかった。この結果により、米国連邦航空規則が要求するオイルタンクの耐火性を実証した。

なお、試験は下記の手順でおこなった。最初に試験前バーナ校正をおこない、火炎温度 2000°F 以上、熱量 4500 BTU/h 以上であることを確認した。次に、タンク内の油温

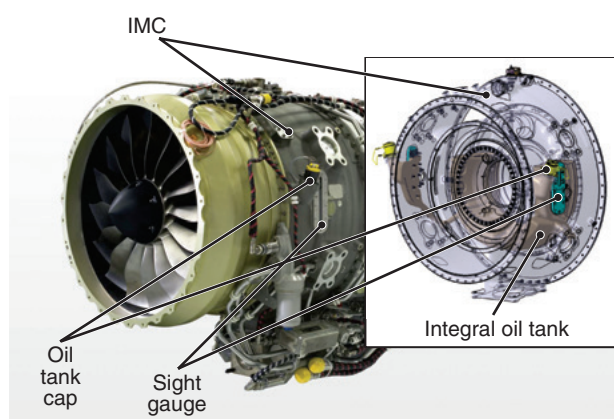


Fig. 1 HF120 oil tank system



Fig. 2 Fire exposure area of oil tank after test

を定常リミットまで昇温した状態にて設定箇所に火炎を当て、エンジン最低アイドルでの冷却流量および圧力条件にて5分、さらにエンジンウインドミルでの冷却流量および圧力条件にて10分の計15分間の耐火試験をおこなった。ウインドミルとは飛行中にエンジンが動作していない状態で正面から流入する空気力によって軸が回転する状態を指し、そのような条件下においても火炎が助長されないことを確認することを目的とした。最後に、試験後バーナ校正をおこない、校正結果が試験前と同じ値になることを確認した。耐火試験の様子を Fig. 3 に示す。

### 3.2. PTO および AGB 耐久試験

#### 3.2.1. 認定要件

米国連邦航空規則<sup>(2)-(4)</sup>では、エンジン補機駆動系の耐久性を実証することを要求している。耐久性の評価は試験後の部品継続使用可否確認によりおこなう。この要求に従い、エンジン補機駆動系部品単体の耐久試験を実施した。なお、本試験は弊社で実施した初の認定試験である。

#### 3.2.2. 評価手法

PTO および AGB 耐久性はコンポーネント認定試験によって法規適合性を証明した。今回の試験対象部品である PTO アセンブリ、AGB、ラジアルドライブシャフト、ベベルギヤを Fig. 4 に示す。

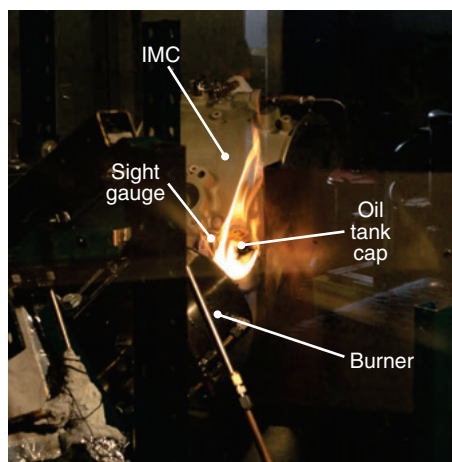


Fig. 3 Oil tank fire exposure

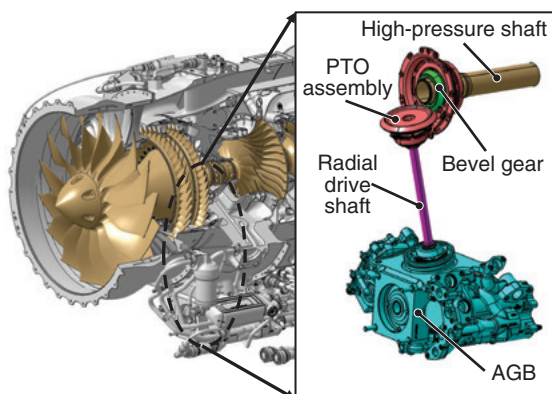


Fig. 4 Test components for PTO and AGB endurance test

試験は以下に示す二つを実施した。

(1) 静トルク試験 試験の様子を Fig. 5 に示す。AGB の各アクセサリパッドに最大許容静トルクを付与し、各軸に破断がないことを確認した。

(2) 150 時間耐久試験 試験設備を Fig. 6 に示す。米国連邦航空規則要求のエンジン耐久試験条件である全 25 サイクル、合計 150 時間に準じた単体耐久モード試験および過負荷試験を実施した。試験を通して油温は定常リミットである 290°F 以上とした。さらに過渡リミットである 330°F 以上での運転および最低油圧での運転も実施した。各アクセサリパッドには油圧モータを用いてエンジン最大負荷を模擬した負荷を加えた。

試験完了後、対象部品の分解検査を実施し、結果として全ての対象部品が継続使用可能であることを確認した。よって、米国連邦航空規則が要求するエンジン補機駆動系の耐久性を実証した。

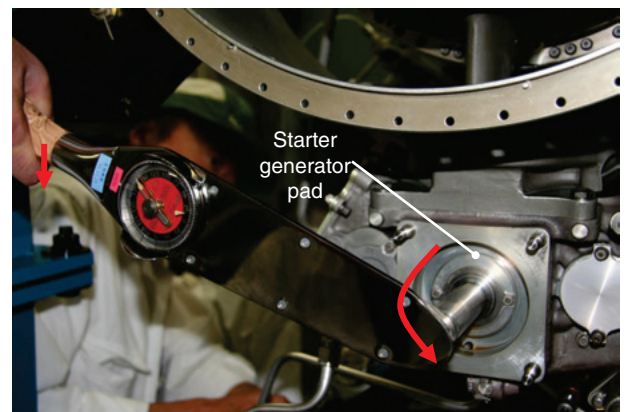


Fig. 5 Static torque test

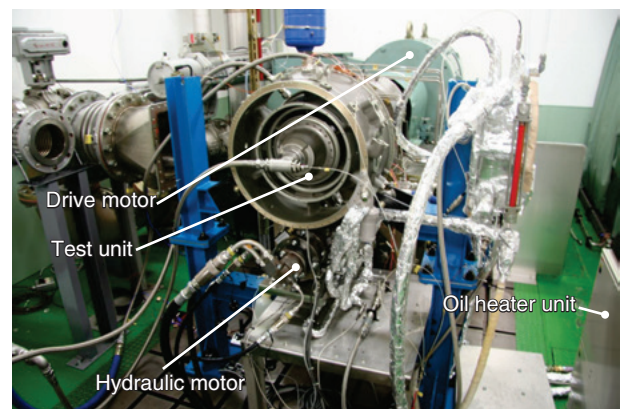


Fig. 6 PTO and AGB endurance test setup

## 4. エンジン試験と結果

本章ではサージおよびストール試験、HPCC インペラ振動応答応力測定試験、鳥吸い込み試験、ブレードコンテイメント試験について紹介する。

#### 4.1. サージおよびストール試験

##### 4.1.1. 認定要件

航空機エンジンが運用可能な領域は、オペレーティングエンベロープとして飛行高度とマッハ数によって定義される。米国連邦航空規則<sup>(5)</sup>では、オペレーティングエンベロープ内において、失火や構造破損、部品の過温度やエンジン推力の回復不全を引き起こすサージやストールが発生しないことの実証を要求している。ここでサージおよびストールとは圧縮機を流れる空気流の不安定現象を示す。対象とするコンポーネントはファンロータ、低圧圧縮機 (Low Pressure Compressor:LPC), HPCC である。

##### 4.1.2. 評価手法

該当法規の適合性は、エンジン認定試験とエンジンモデルによる解析の併用で実証した。以下に、その過程について述べる。なお、この章で述べるエンジニアリングおよび認定試験は GE が実施した。

##### 4.1.3. エンジニアリングおよび認定試験

最初のステップとして、GE の高空模擬試験設備 (Altitude Test Facility:ATF) で対象コンポーネントの高空性能を取得し、解析用エンジンモデルの精度向上を図った。この設備はエンジン入口の気圧と温度、およびエンジンに対する気流の相対速度を設定することで高空飛行状態を模擬できる。

次に横風の外乱があった場合の法規適合を実証する認定試験として、エンジン試験を実施した。Fig. 7 に示す GE 屋外試験設備にある大型送風機を用い、横風によるストール特性を取得した。その結果として、エンジンに最大 40 ノットまで横風を与えた状態で、サージやストールが発生しないことを実証した。これらの試験結果から得られた横風の

影響度合いを解析モデルに反映し、オペレーティングエンベロープ内においてサージやストールが発生しないことを解析で証明した。

また、HPCC では性能劣化やエンジン製造ばらつき等を考慮したエンジン作動線を解析モデルで定義し、エンジン試験によってサージやストールが発生しないことを実証した。

この他、エンジンの始動限界条件を決定するため、Fig. 7 の設備を用いてエンジニアリング試験もおこなった。地上条件での始動性確認試験では真横と、真後ろからの風を吹き付けた状態で試験した。高空条件では ATF を用いて再始動特性試験をおこなった。これらの試験結果からサージやストールが発生せず始動可能な範囲と風速限界を設定した。

このようにエンジン試験と、試験によって検証された解析モデルの併用で、オペレーティングエンベロープ内においてサージやストールが発生しないことを確認し、米国連邦航空規則の認定要件を満足していることを実証した。

#### 4.2. HPCC インペラ振動応答応力測定試験

##### 4.2.1. 認定要件

米国連邦航空規則<sup>(6)</sup>では、動翼、静翼、回転ディスク、回転軸といったエンジン構成要素部品に対し、エンジンの最大許容回転プラス 3% までの振動サーベイを実施すること、プラス 3% 領域内で新たな振動応答の兆候が観測された場合、さらにプラス 2% 高い回転数領域まで振動サーベイをおこない、観測された全応答に対し動的、静的組み合わせ応力レベルが材料の疲労限度未満であることの実証を要求している。本節では HPCC インペラの振動応答応力測定試験について述べる。

##### 4.2.2. 評価手法

HPCC インペラの振動応答応力はエンジン認定試験によってひずみゲージを用いて振動応答応力を計測し、疲労限度に対する評価をおこなうことで法規適合性を証明した。HPCC インペラを Fig. 8 に示す。翼振動応答応力は

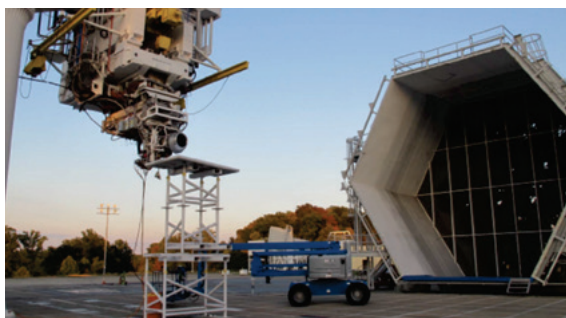


Fig. 7 Crosswind test setup

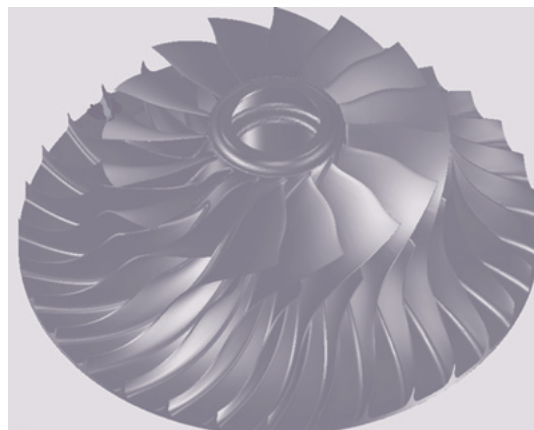


Fig. 8 HPCC impeller

インペラ翼面に貼ったひずみゲージの応答で評価するため、ひずみ信号はスリッピングで外部に取り出す必要がある。HF120 は高圧軸セクションと低圧軸セクションの2軸構成であるが、HPCC インペラにアクセスするため、HPCC を有する高圧軸セクションのみで構成されたコアエンジン形態で試験をおこなった。この形態では HPCC 上流のファンロータ、LPC が存在しないため、HPCC 入口状態を模擬すべく別途設備で予圧、加熱した空気をコアエンジン入口に送り込んだ。

ひずみゲージ振動応答応力評価にあたっては、多数の振動モードに対して精度よく計測する必要があるため、一つのひずみ計測チャンネルでなるべく多くのモードのデータを効率よく取得したい。そこで応力勾配が大きくかつモードごとに異なる最大応力箇所を全モードに対して計測するのではなく、より精度よく計測可能な応力勾配の小さいかつ複数のモードについて応答しうる箇所を、ひずみゲージ計測点として選定した。ひずみゲージ位置選定および最大振動応力値の算出にはモードごとにひずみ計測箇所に対する最大振動応力値の比を使用するが、これには Finite Element Model (FEM) 解析に基づくひずみ分布を使用した。さらにこの解析の確からしき検証のため実部品での単体加振試験もおこなった。Fig. 9 に単体加振試験で取得した HPCC インペラ翼の代表的なモード変形結果の一例を示す。

これら準備の上で実際にエンジン運転上の最大振動応力値を取得し、静的応力と組み合わせグッドマン線図から疲労限度に対する評価をおこなった。

#### 4.2.3. 認定試験

エンジン試験は GE で実施した。エンジン試験概略図を Fig. 10 に示す。試験結果はキャンベル線図として取得し、このキャンベル線図から、全運転回転数領域における翼面上ひずみゲージの応答レベルを、応答したエンジン回転数、周波数とともに読み取る。その結果を FEM 解析結果と合わせて、応答した振動モード、励振源の特定と最大振動応力の算出をおこなった。これら認定試験において取得された HPCC インペラの全モードの最大振動応力値について、静的応力との組み合わせ応力レベルは材料疲労限界未満であり、米国連邦航空規則の要件を満足することを実証した。



Fig. 9 HPCC impeller mode shape

#### 4.3. 鳥吸い込み試験

航空機エンジンの鳥吸い込み試験について、HF120 に適用される米国連邦航空規則の要件には鳥のサイズや数などの規定があるが、ここではその内のミディアムサイズの鳥吸い込み試験について述べる。

##### 4.3.1. 認定要件

米国連邦航空規則<sup>(7)</sup>ではミディアムサイズの鳥吸い込み試験の要件として鳥吸い込み時の推力低下が 25% 以内であること、鳥吸い込み後に規定の運転パターンを完了し、問題なくエンジンがシャットダウンできること、エンジン機能、操作性が許容できることの実証を要求している。

##### 4.3.2. 評価手法

ミディアムサイズの鳥吸い込み試験の法規適合性はエンジン認定試験によって証明した。なお認定試験の成否は設計仕様を決定するための解析モデルの精度、試験条件設定の確からしきがキーポイントとなる。そこで解析モデルの確からしき検証、認定試験の成立性確認を目的としたエンジニアリング試験を事前に弊社でおこなった。認定試験は GE が実施した。

##### 4.3.3. コアショットエンジニアリング試験

コアショットとはファンロータ内径側をねらった鳥吸い込み試験である。Fig. 11 にファンロータの鳥吸い込み位置および試験装置の概要を示す。HF120 のファンロータ内径側に鳥が吸い込まれると、流れの一部閉塞などに起因するサージが発生し流れ場の圧力バランスが大きく変動する。このとき主要空力部品の一部が損傷を受け推力に影響が生じる場合がある。また鳥吸い込み後のエンジン内の挙動は複雑かつ短時間に変化するため、事象を詳細に把握するための計測技術を投入したエンジニアリング試験を実施した。その結果、コアショット時の推力変化のメカニズムを確認することができた。その知見をもって選定した認定仕様をエンジン試験に投入し事前試験をおこなったところ、鳥吸い込み後の推力が要件内であることが確認できた。

##### 4.3.4. チップショットエンジニアリング試験

チップショットとはファンロータ外径側を狙った鳥吸い込み試験である (Fig. 11(a) 参照)。この場合にはファン

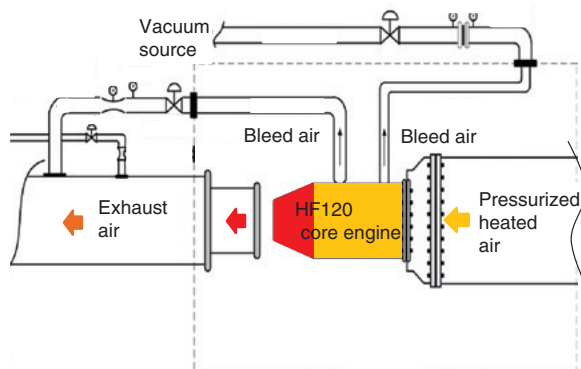


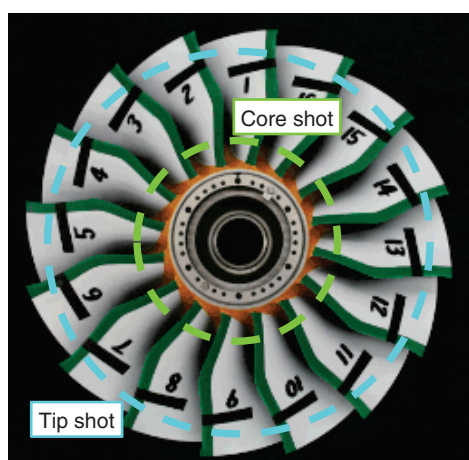
Fig. 10 HPCC stress survey core engine test

ロータへの鳥の衝突によってブレードの変形が発生し、推力に影響を与える。本評価に対してはエンジン試験よりも適切に試験条件を設定できる単体試験を採用した。Fig. 12 に示す単体試験設備においてファンロータを規定回転数で回転させ、その外径側に鳥を吸い込ませるチップショット試験をおこなった。

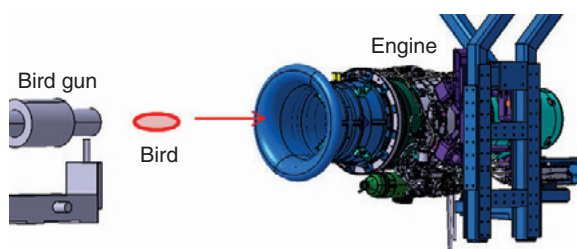
チップショット後のファンロータをエンジンに投入し変形前後の推力を評価した結果、認定要件達成の見通しを得ることができた。

#### 4.3.5. 認定試験

認定試験は GE 屋外試験場にて実施された。コアショット後の推力は要件を満足し、吸い込み後の運転も支障なく完了した。これにより米国連邦航空規則の要求を満足することを実証した。



(a) Fan rotor target location



(b) Core shot test setup

Fig. 11 Target location and core shot test setup

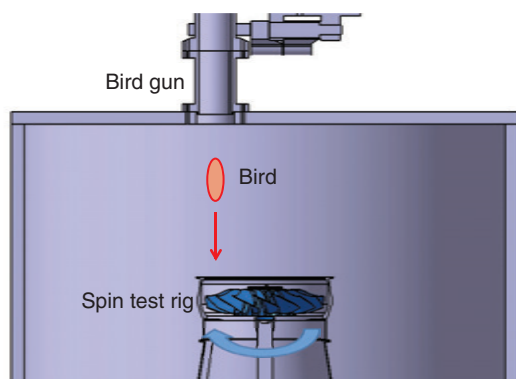


Fig. 12 Tip shot test setup

またチップショットに関しては GE でも推力検証試験がおこなわれ、要件を満足していることを確認した。

#### 4.4. ファンブレードコンテイメント試験

##### 4.4.1. 認定要件

米国連邦航空規則<sup>(8)</sup>ではエンジン内部で最も運動エネルギーの大きいブレードが破断した場合でも、その損傷がエンジン内部にとどまり火災やエンジンマウント系の損傷を起こさないこと、またブレード破断後問題なくエンジンがシャットダウンできることを実証するよう要求している。HF120 で最も運動エネルギーの大きいブレードはファンロータのブレードであり、運転中に本ブレードを意図的に破断させるファンブレードコンテイメント試験を実施した。

##### 4.4.2. 評価手法

ファンブレードコンテイメント試験の法規適合性はエンジン認定試験により証明した。またファンブレードコンテイメント認定試験は鳥吸い込み試験同様、設計仕様を決定するための解析モデルの精度、試験条件設定の確からしさが認定試験成否のキーポイントとなる。そこで解析モデルの確からしき検証、認定試験の成立性確認を目的としたエンジニアリング試験を事前に弊社でおこなった。その後認定試験を GE が実施した。

##### 4.4.3. エンジニアリング試験

エンジニアリング試験ではテストベンチ監視室から遠隔操作によってワイヤレスでファンロータのブレードを破断させた。破断時のエンジン回転数は最大許容回転数である。

Fig. 13 にエンジニアリング試験後のファンケース外観写真を示す。ファンケースには破断ブレードの突き抜けは見られず、損傷はエンジン内部にとどまっていることを確認した。また試験を通してエンジン火災やマウント系の損傷は見られず、エンジンはブレード破断後、安全に自己停止した。これらにより米国連邦航空規則の要求を満足する見通しがあることを確認した。また各部ひずみデータなど、解析の確からしき検証に必要な詳細データを取得した。

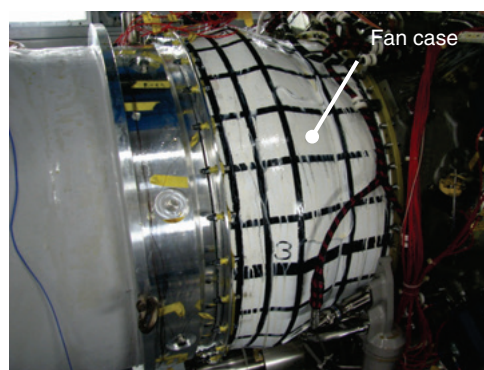


Fig. 13 Fan case after blade containment test

#### 4.4.4. 認定試験

認定試験は GE 屋外試験場にて実施された。Fig. 14 に試験時のエンジン状況を示す。図中、オレンジ色のブレードが破断されるブレードである。Fig. 15 に試験後のファンロータおよびファンケースの写真を示す。エンジニアリング試験同様、ファンケースには破断ブレードの突き抜けは見られず、損傷はエンジン内部にとどまっていることがわかる。その他、本認定試験では、ブレード破断後のエンジンの安全な停止、マウント系の損傷や火災の有無も含めエンジニアリング試験と同様の結果となり、米国連邦航空規則の要求事項を満足していることを実証した。

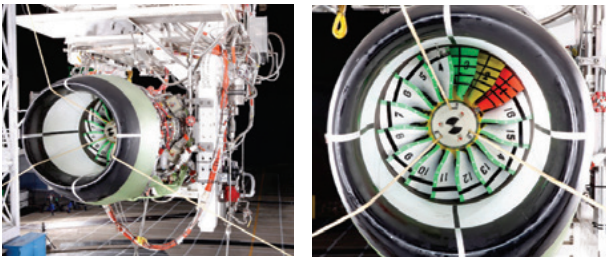


Fig. 14 Blade containment test setup

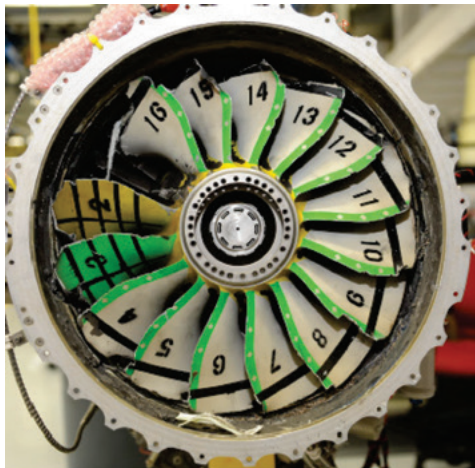


Fig. 15 Fan rotor and fan case after blade containment test

## 5. まとめ

HF120 開発では本文中に述べた試験も含め、コンポーネント認定試験として 41 項目の試験を、エンジン認定試験として 29 項目の試験を実施した。また数多くのエンジニアリング試験を実施した。HF120 の開発では総数 190 通におよぶ認定レポート、関連書類の提出を完了し、2013 年 12 月 13 日に FAA 型式認定証書を受領した。

認定試験の多くは GE にて実施したが、弊社で実施した PTO および AGB 耐久コンポーネント認定試験や多数のエンジニアリング試験を通し、技術的な成果だけでなく、認定試験に関する数多くの知見、経験を得ることができた。

## 参考文献

- (1) Fire protection, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 17
- (2) Accessory attachments, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 25
- (3) Endurance test, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 87
- (4) Teardown inspection, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 93
- (5) Surge and stall characteristics, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 65
- (6) Vibration test, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 83
- (7) Bird ingestion, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 76
- (8) Blade containment and rotor unbalance tests, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 94

## ■ 著 者 ■



柴田 良輔



石川 克正



児玉 亮



田口 収



中田 秀彦