

HF120 ターボファンエンジンの構造設計と検証

Structural Design and Verification of HF120 Turbofan Engine

池田 純一*
Junichi IKEDA田中 貴文*
Takafumi TANAKA佐野 竜史*
Ryuji SANO

要 旨

HF120 ターボファンエンジンは、米国連邦航空規則に適合すると同時に、同等推力エンジンの中でトップクラスの燃費および推重比を達成した。これらの目標を達成するために、有限寿命設計に代表される特徴的な構造設計要件が設けられている。CAE による形状の最適化や設計構造の工夫をおこなうことで、HF120 を構成する部品が設計要件を満たし、連邦航空規則に適合することを確認した。本稿では、回転部品からはファンロータを例として挙げ、CFD や数値衝撃解析、固有値解析と実証試験を通して、どのように設計要件および連邦航空規則に適合していることを証明したのか詳細を述べる。さらに、静止部品からは低圧タービンステージ 1 ノズルを例として挙げ、軽量でコンパクト、かつ低燃費を実現するために採用された構造的特徴の詳細を述べる。

ABSTRACT

The HF120 turbofan engine had achieved top-class low fuel consumption and high thrust-weight ratio in the class of engine with comparable thrust, and at the same time, shown compliance with Federal Aviation Regulations. In order to accomplish these goals, characteristic structural design requirements as typified by life-limited parts design concept have been established. HF120 parts were confirmed to meet these design requirements in compliance with Federal Aviation Regulations by applying methods including CAE optimization and enhanced structural configuration. This paper uses the fan rotor as an example of how the rotating parts in the HF120 was verified to meet design requirements and Federal Aviation Regulations through computational fluid dynamics, numerical impact analysis, frequency analysis and substantiation test. The low-pressure turbine stage 1 nozzle is used here as an example of how structural parts achieved lightweight, compact and low fuel consumption.

1. まえがき

General Electric 社 (GE) と共同で開発をおこなった HF120 ターボファンエンジン (HF120) は、競争力のある燃費、推重比を達成するとともに、米国連邦航空局 (Federal Aviation Administration: FAA) による連邦航空規則に適合していることを証明し、型式認定を取得した。HF120 の設計にあたって、連邦航空規則に適合した耐空性を達成するだけでなく、十分な商品性を獲得するための設計要件が設定されている。本稿では、エンジンを構成する部品の構造設計およびその検証方法について説明する。

HF120 は、高圧、低圧の 2 本の回転軸を持ち、ファン、2 段の低圧圧縮機、1 段の高圧圧縮機からなるコールドセクション、燃焼器、1 段の高圧タービン、2 段の低圧タービンからなるホットセクションで構成されている (Fig. 1)。ファンはエンジン入口に位置し、バイパス流路とコア流路へ空気を送り込む役割を持つ。圧縮機はコア流路の空気を

さらに圧縮する役割を持ち、続く燃焼器で燃料が噴射され、燃焼する。さらに下流に位置するタービンで、この高温ガスから回転エネルギーを取り出し、回転軸を通じて圧縮機とファンを駆動する。これらの主要な部品のうち、

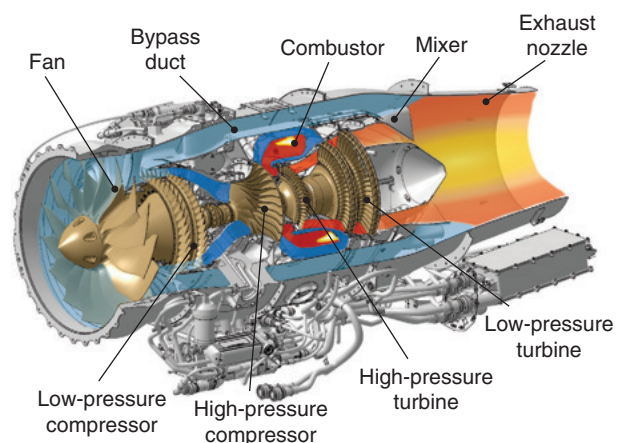


Fig. 1 Cutaway model of HF120 turbofan engine

*航空機エンジン R&D センター

ファンロータと低圧タービンステージ1ノズル(LPT1ノズル)について、詳細を述べる。ファンロータについては、特にCFDや数値衝撃解析、固有値解析、および試験を通じた検証方法を記述し、LPT1ノズルについては、構造的な特徴を記述する。また、本稿の最後に、HF120の設計に適用した有限寿命の設計思想についても説明する。

2. ファンロータの検証

2.1. ファンロータの特徴

ファンロータは、異物の吸い込みに起因する損傷や、流入空気の乱れを考慮して設計する必要がある。HF120のファンロータは16枚のブレードとディスクを一体化した軽量のブレードディスク形状である。空力性能と構造強度の要件をバランスさせることにより、高効率かつ軽量化を達成した。本章では、ファンロータの特徴的な設計要件であるFan Blade Out(FBO)、Foreign Object Damage(FOD)、高サイクル疲労に関する検証方法とその結果について述べる。

2.2. FBOの検証

FBOとはファンロータのブレードが飛散する現象のことである。米国連邦航空規則⁽¹⁾には、飛散したブレードが機体を損傷させないこと、ブレード破損後の15秒間スラストレバを動かさずに火災の発生が無いこと、エンジン脱落が無いことなどが定められている。飛散したブレードが機体に損傷を与えないために、設計要件としてブレードをファンケース内に封じ込めるよう定められている。ここでは、この設計要件の検証方法について詳細を述べる。

衝撃解析ソフトウェアを用いて数値シミュレーションをおこなった。Fig. 2に解析モデルを示す。回転するファンロータのブレード1枚をディスクとの付け根付近で破断させるモデルを作成し、飛散したブレードを封じ込めることができるファンケースの形状を検討した(Fig. 3)。GEと弊社で複数の設計案について検討したのち、最も優れた設計案を採用してエンジン試験をおこなった。解析結果と同様

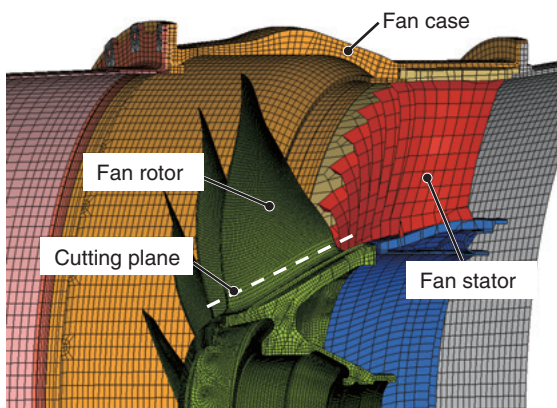


Fig. 2 Cutaway view of FBO analysis model

に、ファンケースは破断させたブレードを封じ込めることができ、他の法規要求にも適合することが実証された。

2.3. FODの検証

ファンロータは、ひょう、氷板、鳥を吸い込んだ場合にも耐空性を保証しなければならない。ここではミディアムサイズの鳥(ミディアムバード)の吸い込みについて述べる。鳥吸い込みはエンジン推力が最大となる離陸時に発生することが多く、安全に離陸するためには必要な推力が確保されなくてはならない。米国連邦航空規則⁽²⁾には、検証すべきミディアムバードのサイズと数を規定するとともに、ミディアムバードを吸い込んだ場合の推力低下を25%以内にしないことと定められている。米国連邦航空規則に沿うように、設計要件でも鳥吸い込み時の推力低下を25%以内にしよう設定している。

この要件に対応するため、鳥吸い込みによるファンロータの損傷を予測する数値シミュレーションをおこなった。Smoothed Particle Hydrodynamics(SPH)と呼ばれるモデル化手法を用いて、粒子で鳥を模擬した。解析モデルをFig. 4に示す。SPHはラグランジュ法に比べて大変形挙

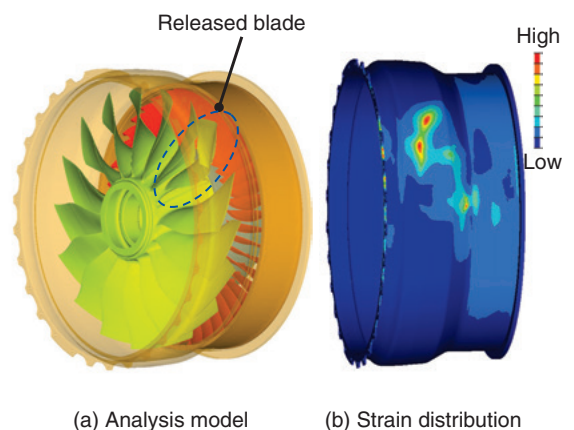


Fig. 3 Equivalent plastic strain of FBO damaged fan case

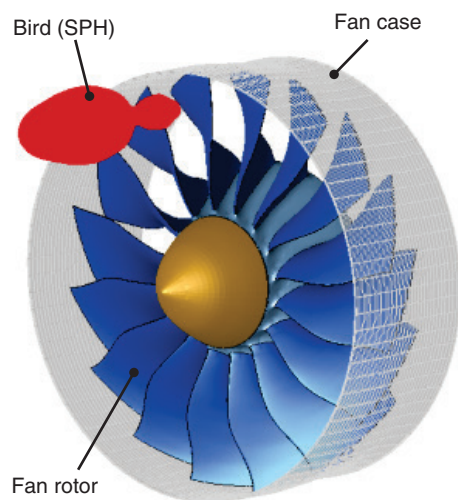


Fig. 4 Bird ingestion analysis model

動の予測性に優れ、鳥とファンブレードの衝突シミュレーションに適している。

さらに、計算時間の短縮化もおこなった。まず、モデル規模と計算精度を両立させるために事前検討をおこない、鳥の胴体部分が衝突するブレードの変形により推力低下することを突き止めた。この検討結果をもとに鳥の胴体部分と接触するブレードだけに注目し他のブレードは剛体要素でモデル化した。この解析の妥当性確認を先行エンジンでおこない、Fig. 5 に示すよう解析結果が実際の試験結果とよく一致することを確認した。

このように開発した解析手法を用いて設計要件を満足する認定仕様のファンロータを決定し、米国連邦航空規則の適合性を実証するために試験をおこなった。Fig. 6 に示すリグ試験でファンロータにミディアムバードを打ち込んだ。その後、損傷したファンロータを用いてエンジンで推力確認試験をおこない、米国連邦航空規則に規定されている推力低下 25% 以内に適合することを証明した。なお、本試験は弊社生命倫理委員会の承認を受けて実施した。

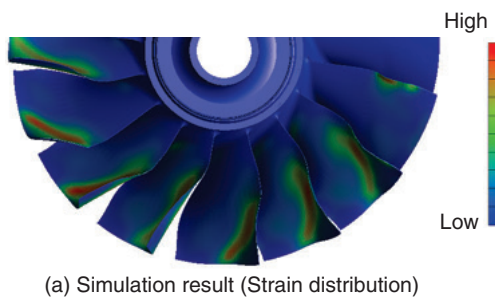


Fig. 5 Comparison between simulation and test

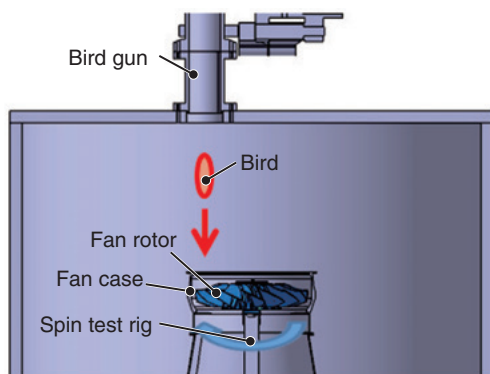


Fig. 6 Bird ingestion test layout

2.4. 高サイクル疲労の検証

ファンロータのブレードはエンジン入口の流入空気の乱れによってエンジン回転数の整数倍の振動数で振動する。また、ファンロータが送り込む空気の流れと後流に位置するファン静翼との干渉によっても振動する (Fig. 7)。米国連邦航空規則⁽³⁾には、これらの振動による高サイクル疲労で損傷が起こらないことを証明するよう定められている。一般的にブレードを高強度にするとファンロータの重量が増加するだけでなく、他の構造部品の重量にも影響をおよぼす。したがって、ブレードを適切な強度に設計するために、ブレードの高サイクル疲労の評価は、適切な評価精度で慎重におこなわなければならない。

まず数値シミュレーションでブレードのモードシェイプと固有値を予測した。Fig. 8 に代表的なモードの解析結果を示す。次に、エンジン試験においてブレードに貼ったひずみゲージによる応答計測をおこない、解析結果を併用して最大応力値を求めた。こうして求めた運転レンジ内のすべての応答が材料疲労限界より小さいことを確認し、要件を満足することを証明した。

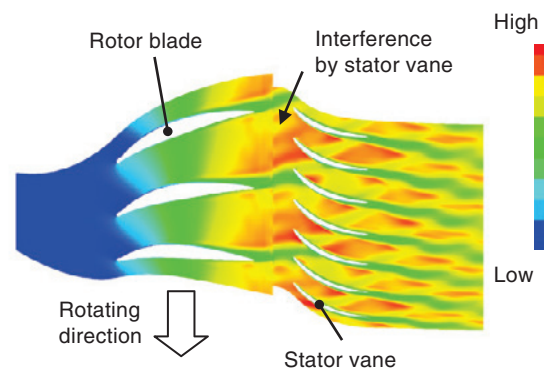


Fig. 7 Total pressure of fan flow

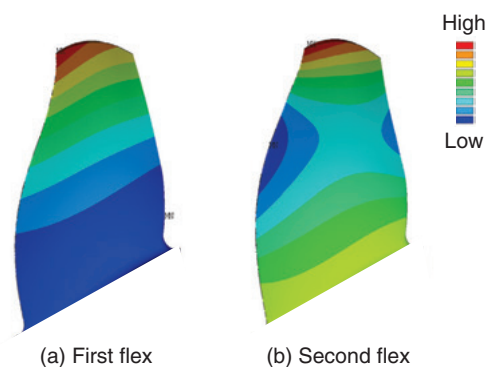


Fig. 8 Fan rotor displacement of typical modes

3. LPT1 ノズルの構造設計

3.1. LPT1 ノズルの構成

HF120 の低圧タービン (Low pressure turbine: LPT) の構成は、2 段である。レイアウトの概要を Fig. 9 に示す。

LPT1 ノズルは、軽量でコンパクトかつ低燃費を実現するために、ベーンの一体鋳造構造を採用した。

3.2. ベーン一体鋳造構造

タービンノズルは、高温環境下で使用されるため熱による負荷が高い。熱による影響を緩和させるために、他の設計では、ベーンは分割構造が採用されている。一方、HF120 の LPT1 ノズルでは、ベーンの一体鋳造構造を採用している。一体鋳造とすることで、軽量かつコンパクトな構造となり、分割部からの燃焼ガス漏れがなくなるため、燃費が向上する。ただし、熱応力を緩和させる必要があるため、対策を実施した。

ベーンは燃焼器を出てきた高温高压の燃焼ガスに直接さらされるので、ガス温度と同等まで高温になる。一方で、ベーンの内径側は冷却空気に接しているため、相対的に低温となる。この温度分布により生じる高応力を解決するために、二つの対策を実施した。一つ目の対策は、スパン方向とコード方向に曲率を変化させたフィレットの採用である (Fig. 10)。この対策により、応力集中を緩和させつつ、空力性能に影響を与えるベーン形状や流路断面積のバランスをとることができた。二つ目の対策として、Fig. 11 に示すような、ヒートシールドをベーンの内径側に設置した。

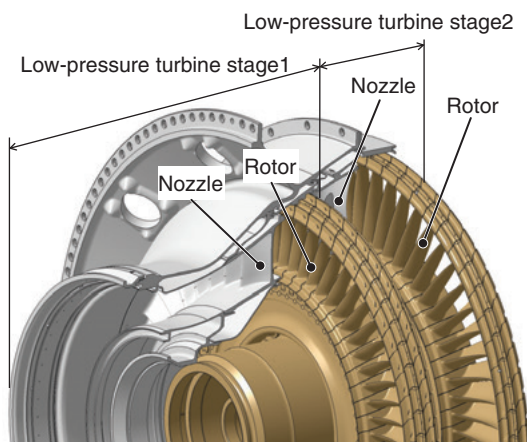


Fig. 9 Turbine module layout

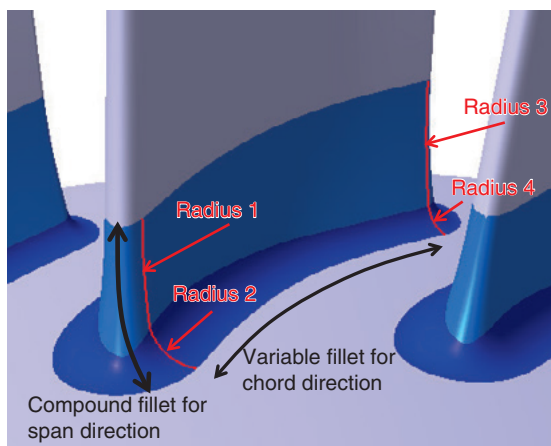


Fig. 10 Vane compound fillet

この対策により、ヒートシールドとプラットフォームで囲まれる領域に中間温度層が形成され、ベーンからプラットフォームの温度勾配を緩和した (Fig. 12)。温度勾配を緩和することで、熱による応力を低減することができた。

そして、タービンレイアウトを構成する、ノズルホルダ、アウトとインナのガス通路、シールドホルダ、およびヒートシールドを一体鋳造ベーンに一体化させた。それにより、ガス漏れを回避し、かつ軽量でコンパクトな LPT1 ノズル構造を成立することができた。

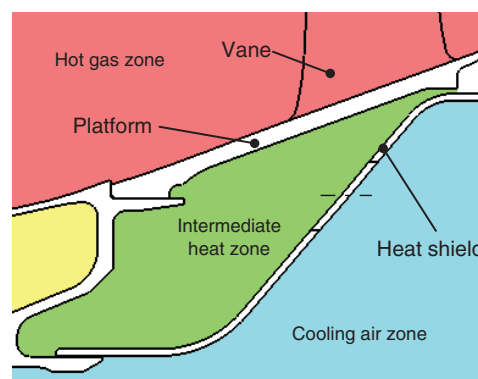
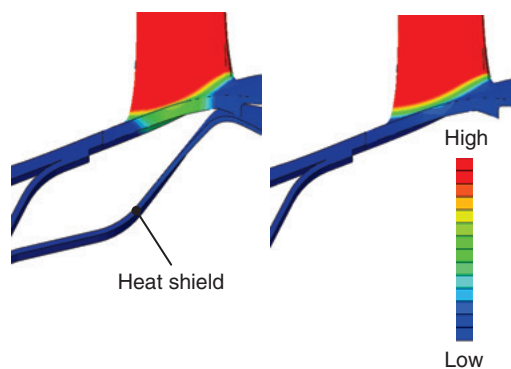


Fig. 11 Heat shield layout



(a) With heat shield (b) Without heat shield

Fig. 12 Metal temperature distribution

4. 部品寿命の取扱い

2 章と 3 章では特定の部品に着目して検証方法や設計方法を説明したが、本章ではエンジンを構成する部品共通の設計思想や設計手法について説明する。航空機用エンジンの特徴として、運用マニュアルで定められた範囲内で運転されること、エンジン運用時間が管理されること、オーバーホール間隔や修理手順が定められていることが挙げられる。これらの特徴が、設計時の部品寿命取扱いに反映されている。

高効率で軽量のエンジンとするため、一般的に航空用ターボファンエンジンの主要部品は、有限寿命を許容して設計される。き裂発生寿命と、き裂進展寿命それぞれに設計要件が設けられ、両者を達成できるように形状、材

料、インタフェース、製造プロセス、およびエンジンの運用ルールが決定される。また、重要度や使用環境によって部品の設計要求寿命が異なる。設計寿命と運用中におこなわれるオーバーホールの関係を Fig. 13 に示す。多くの静止系部品は一度エンジンに組み込まれたら、エンジンが廃棄されるまで使い続けることを前提に設計がおこなわれる。一方で、重要度が高く、高温、高応力下で運用される一部の部品は、所定の要件寿命を満たすように設計がおこなわれ、飛行記録をもとに消費寿命が管理される。エンジンは、運用マニュアルで記載されたタイミングに検査やオーバーホールがおこなわれ、部品の健全性を確認しながら運用される。寿命を迎えた部品は、オーバーホールのタイミングで新品に交換される。

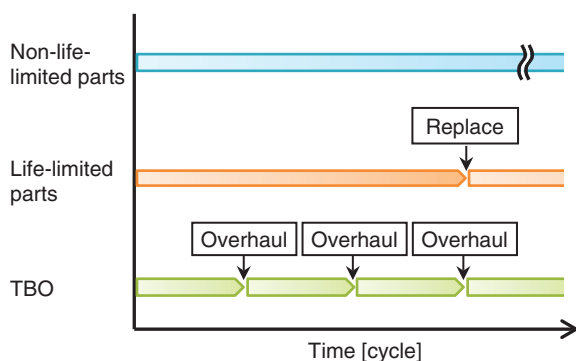


Fig. 13 HF120 life management

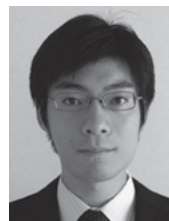
5. まとめ

HF120 ターボファンエンジンの構造的な特徴を説明するとともに、主要な構成部品の代表としてファンロータとLPT1 ノズルについて詳細を述べた。ファンロータの検証では、CAE と実証試験をおこなうことでFBO, FOD, 高サイクル疲労の検証結果が設計要件を満たし、米国連邦航空規則に適合していることを確認した。LPT1 ノズルは、厳しい熱環境下で成立する形状の最適化をすることで、軽量、コンパクトで高効率なノズルを実現した。また、エンジンの主要部品に共通して有限寿命を許容した設計思想があり、重要度や特徴によって決められた寿命要求を満足するように設計した。

参考文献

- (1) Blade containment and rotor unbalance tests, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 94
- (2) Bird ingestion, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 76
- (3) Vibration test, 14 Code of Federal Regulations Part 33 Amendment 30 Section 33. 83

■ 著 者 ■



池田 純一



田中 貴文



佐野 竜史