

# 高効率軽量ファン・タービン技術実証 ( aFJR ) プロジェクト 研究概要

## Summary of Research and Development in the Advanced Fan Jet Research ( aFJR ) Project

穂坂俊彦	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センターエンジン技術部	主査
中村寛	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センターエンジン技術部	主査 博士 (工学)
大石勉	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター要素技術部	部長
青塚瑞穂	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター要素技術部	主査 博士 (工学)
田中望	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター要素技術部	主査

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 ( JAXA ) の aFJR プロジェクトは、将来の超高バイパス比エンジン用のファンおよび低圧タービンのコンポーネントに関する高度な技術を開発するために開始された。JAXA と株式会社 IHI は、aFJR プロジェクトで、空力効率の高い軽量なファンと軽量な低圧タービンを設計するための技術を研究開発し、実証実験により先進技術の有効性を評価した。本稿では、aFJR プロジェクトの研究開発のテーマと成果について概要を述べる。

The aFJR project of the Japan Aerospace Exploration Agency ( JAXA ) was started to develop advanced technologies pertaining to components of the fan and low-pressure turbine for future high bypass ratio engines. JAXA and IHI researched and developed the technologies in the aFJR project to engineer lighter fans with higher aerodynamic efficiency and lighter low-pressure turbines and evaluated the effectiveness of the advanced technologies through demonstration experiments. This paper summarizes the research and development themes as well as achievements in the aFJR project.

## 1. 緒 言

航空エンジンの低燃費化はますます重要な課題となっている。低燃費化は、熱効率や推進効率の向上、エンジンを含む機材の軽量化や揚抗比向上 ( 抵抗削減 )、運航方式の改善などによって進められている。燃費を含む環境適合性能が各社のエンジン開発事業における国際競争力を左右する時代であり、産学官それぞれの先進的な研究開発成果を実用化へつなげる活動がますます重要視されている。

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 ( JAXA ) 航空技術部門では、将来の超高バイパス比エンジンの開発に向け、環境適合技術の競争力向上を目指し、高効率軽量ファン・タービン技術実証 ( Advanced Fan Jet Research : aFJR ) プロジェクトが 2013 年度に開始され、2017 年度まで 5 年間実施された。第 1 図に aFJR プロジェクトの概要を示す。

本プロジェクトでは、ファンの軽量化・高効率化および低圧タービン ( Low Pressure Turbine : LPT ) の軽量化の技術に関する研究開発を、JAXA が主体となり、IHI、東京大学、筑波大学、金沢工業大学および東京理科大学との

共同研究で実施した<sup>(1)</sup>。

本稿では、本プロジェクトで実施した研究開発の概要および研究開発成果、特に解析設計技術について述べる。

## 2. 研究開発の概要

本プロジェクトで、次の①～⑥の解析設計技術を開発した。

- ① ファンブレード解析設計技術
- ② 層流ファンブレード解析設計技術
- ③ ファンディスク寿命解析設計技術
- ④ 軽量吸音ライナ解析設計技術
- ⑤ 低圧タービン・タンダリング解析設計技術
- ⑥ 低圧タービン・フラッタ解析設計技術

①～④はファンモジュールの軽量化およびファン効率に関する解析設計技術を、⑤と⑥は、セラミック基複合材料 ( Ceramic Matrix Composites : CMC ) を適用した低圧タービンの解析設計技術である。以下に各技術開発の内容を示す。

### 2.1 ファンブレード解析設計技術

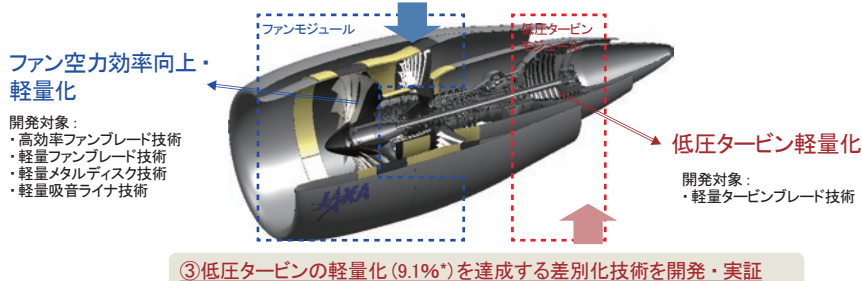
超高バイパス比エンジンではファンモジュールが大きく

# aFJRプロジェクト（概要）

【プロジェクト目標】 国内産業の更なる国際競争力強化に貢献するため、燃費低減を実現するファンの軽量化・効率向上および低圧タービンの軽量化を技術目標\*に設定しました。

①ファンの軽量化(0.9%)を達成する差別化技術を開発・実証

②ファン空力効率の向上(1pt.)を達成する差別化技術を開発・実証



③低圧タービンの軽量化(9.1%\*)を達成する差別化技術を開発・実証

①～③の目標は合計で燃費低減1%に相当(エンジン技術の国際競争力強化)

\* 現行機エンジン (V2500) 重量比、効率値1pt.(=1.0%)増。

JAXA Proprietary



第1図 aFJR プロジェクトの概要<sup>(1)</sup>

Fig. 1 Summary of aFJR project<sup>(1)</sup>

なる傾向にあるため、ファンモジュールの軽量化は重要な課題である。このなかでファンブレードはファンケースの構造に大きな影響をもつため、軽量化が特に重要である。主要な航空エンジンメーカーでは、複合材ファンブレードまたは中空メタルファンブレードのような軽量ファンブレードが開発されているが、将来の超高バイパス比エンジンに向け、さらなる軽量化を目指して中空複合材ファンブレードの開発を行った。ファンブレードは鳥衝突時の衝撃に耐えることが必要であり、設計、製造技術の開発のほか、衝撃が加わったときのファンブレードの挙動および損傷を予測するために解析技術の開発も行った。

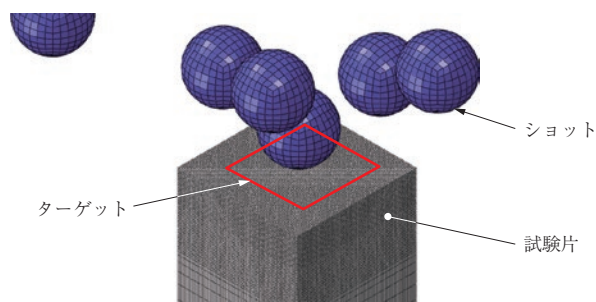
## 2.2 層流ファンブレード解析設計技術

近年、高バイパス比ファンエンジンは、大口徑のファンを低速回転させ、先端のマッハ数を抑えることができるようになった。これに伴いファン動翼の曲率をうまく制御することで、翼面上の境界層の発達を抑えたファン効率改善が実現できるようになってきている。翼面の層流化に関しては航空機の機体や主翼などで実現されつつあるが、よりハードルの高い対象である回転するファン動翼を取り上げた。複雑な境界層の層流-乱流遷移の挙動をコントロールした層流ファンブレードの設計技術の獲得を目的とした高精度な数値シミュレーションおよび性能実証試験を行った。

## 2.3 ファンディスク寿命解析設計技術

航空エンジンの安全性や信頼性を高めるうえで、表面改質技術を適用することは極めて重要である。被加工物の表面に小さな粒子を吹き付けるショットピーニングは、表面改質技術として航空エンジン部品に広く適用されている。ショットピーニングにより被加工物の表面が硬化、圧縮残留応力が導入され、その結果として疲労強度が向上することが知られている。ショットピーニングによる疲労強度の向上を考慮することで、ディスクなどの部材を軽量化することが期待されている。

本技術開発では、ピーニングによる低サイクル疲労 (Low Cycle Fatigue : LCF) 強度の向上を定量的に検証する試験を実施した。また、ショットピーニングを解析でモデル化し、残留応力を予測する手法の開発にも取り組んだ。第2図にショットピーニングの解析モデルを示す。



第2図 ショットピーニング解析モデル

Fig. 2 Peening analysis model

ターゲットの 98%以上の面積がピーニングされるフルカバレッジの条件でショットピーニングの残留応力を予測できる解析手法を構築した。また、応力解析で得られた残留応力値を残留応力計測結果と比較することで解析手法を検証した。

## 2.4 軽量吸音ライナ解析設計技術

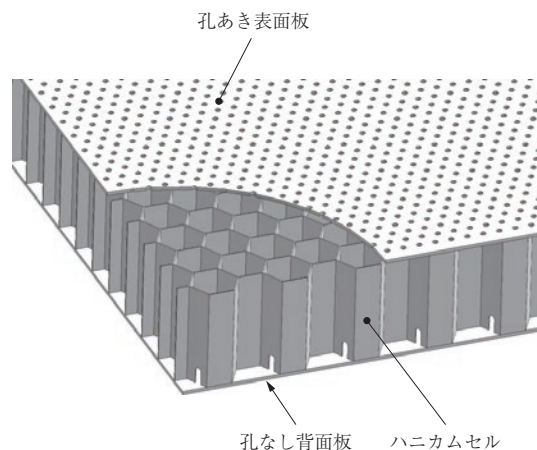
ファン軽量化目標のなかで、軽量吸音ライナの技術開発を行った。吸音ライナとは、ヘルムホルツ共鳴効果を利用したハニカムサンドイッチ構造の吸音構造部品で、ファン騒音の低減に重要な役割を果たしている。一般的にアルミニウムハニカム製のものが使用されているが、高バイパス比に伴うファンケース径拡大により、ファンケースへの吸音ライナの貼付け面積が増え、質量増加が懸念される。

アルミニウム製吸音ライナの場合は、表面板とコア部のハニカムセルが別部品で、接着剤により接合させて組み合わせたハニカムサンドイッチ構造となる。第3図に吸音ライナのハニカムサンドイッチ構造を示す。

本研究では、基本強度と吸音特性を兼ね備えつつ、大口径のファンに適した軽量化を実現することを目的として、材料に樹脂を適用した孔あき表面板とハニカムセルを有する総樹脂製の吸音ライナをシート成形により一体製作して評価した。

## 2.5 低圧タービン・タングリング解析設計技術

低圧タービンの設計では、シャフト破断に起因するタービンロータの過回転が発生した際にロータバーストを防ぐ設計が必要となる。そのような設計手法の一つとして、動

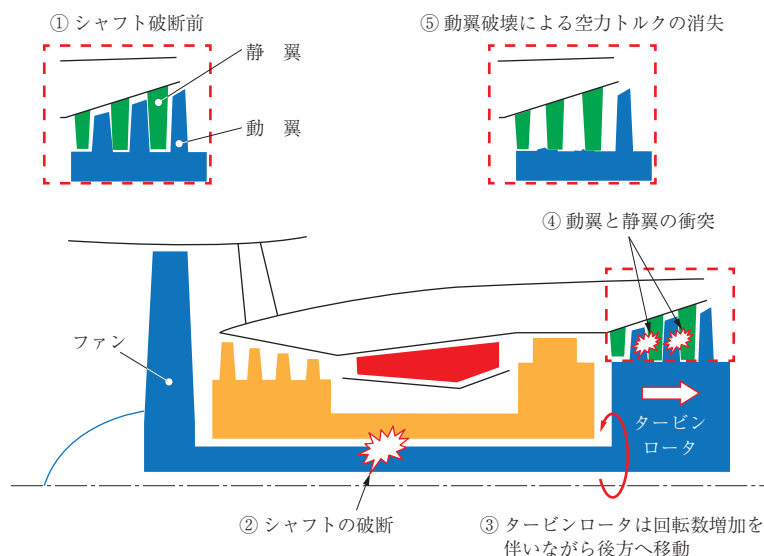


第3図 吸音ライナのハニカムサンドイッチ構造  
Fig. 3 Acoustic liner with honeycomb sandwich structure

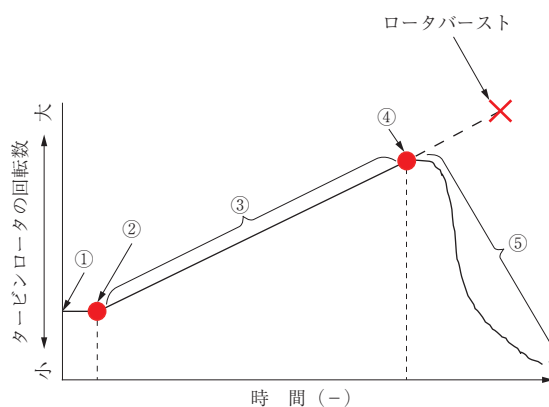
翼を静翼に干渉させて破壊することでタービンに作用する空力トルクを消失させ、タービンロータが最大許容回転数に達する前に回転数を減少させる方法がある。これをタングリング設計と呼び、CMC タービン翼にこの手法を適用するには CMC の衝撃破壊特性のモデル化が必要となる。第4図にタングリング設計の概要を示す。

本開発は、CMC 平板に飛しょう体を衝突させる基礎試験を実施し、その結果に基づいて有限要素法 (Finite Element Method: FEM) 解析における材料物性のパラメータを調整することで、CMC の衝撃破壊モデルを構築した。そして、そのモデルを用いて回転衝撃試験による検証を行った。

(a) タングリング設計のイメージ



(b) 過回転発生時のタービンロータの回転数と時間の関係



第4図 タングリングの概要  
Fig. 4 Overview of blade tangling

## 2.6 低圧タービン・フラッタ解析設計技術

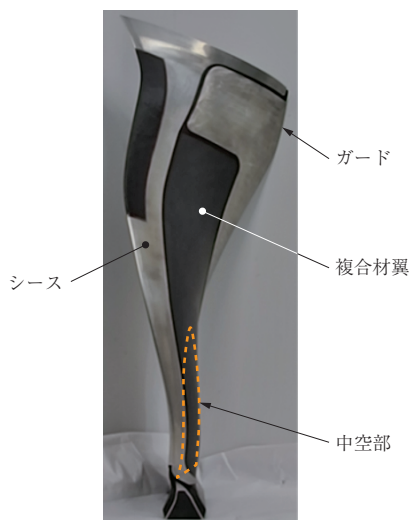
エンジンの軽量化のために翼の剛性は下がる傾向にあり、低圧タービンにおいてもフラッタの発生が懸念される。翼列フラッタは、自励振動の一種であり、フラッタが発生すると最悪の場合、翼の破損につながる可能性がある。

フラッタは、空力と構造の連成問題であり、構造（翼の振動）を考慮した流れ場の解析を行う必要がある。近年、数値流体シミュレーション（Computational Fluid Dynamics：CFD）を用いたフラッタ予測手法が開発されているが、その精度の検証のため試験によるデータの取得は重要である。一方、実機に近い形態でのリグ試験でのフラッタ試験の報告例は少ない。そこで、aFJR プロジェクトにおいては、実機に近い条件でリグ試験を行ってフラッタデータを取得し、CFD による予測技術の検証を行った。

## 3. 研究開発の成果

### 3.1 ファンブレード解析設計技術

第5図に製造した中空複合材ファンブレードを示す。ファンブレードは熱可塑性炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Thermo Plastics：CFRTP）製ボディおよびチタン製の前縁（Leading Edge：LE）シースと後縁（Trailing Edge：TE）ガードで構成されている。中空部はウレタンフォームを充填したチタン製の薄い板（シェル）で作られている。遠心力による圧縮応力と、鳥衝突時の衝撃荷重に耐える必要があるダブテール部は中空構造にすることが困難であるため、CFRTP の中実構造としている。このように中空構造を適用することで、同サイ



第5図 中空複合材ファンブレード  
Fig.5 Hollow composite fan blade

ズの中実 CFRTP ファンブレードに対し、6%の軽量化を達成した。

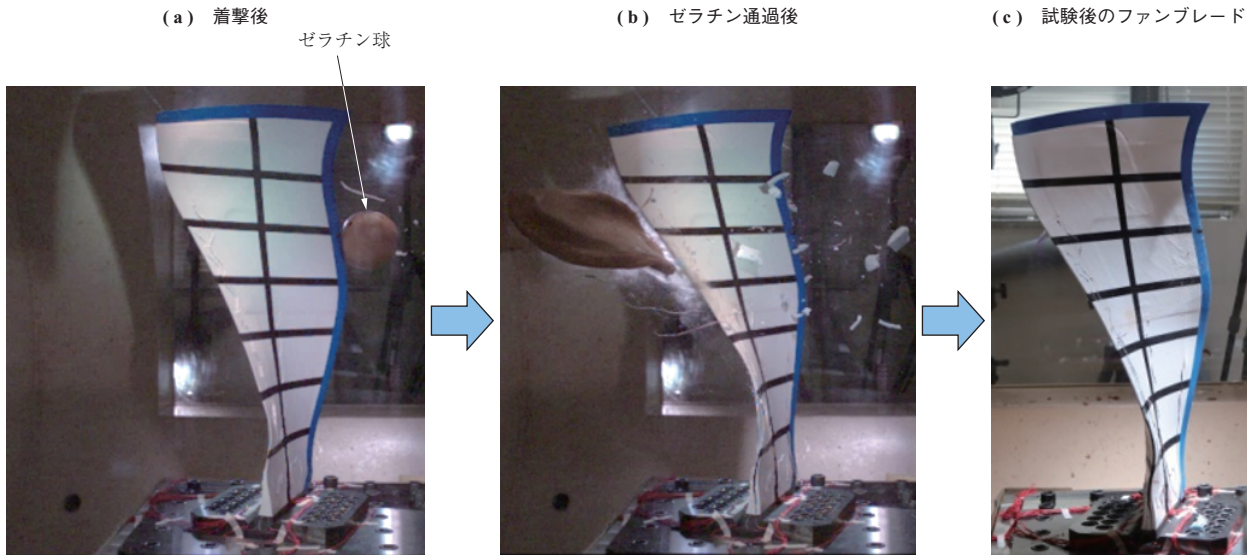
ファンブレードの開発において、鳥衝突に対する耐衝撃性を実証することは非常に重要であり、鳥衝突に対する幾つかの要求がアメリカ連邦航空規則（14 CFR）などの耐空性に関する要求に規定されている。本プロジェクトでは、最も厳しい中型鳥の衝突条件で中空複合材ファンブレードが十分な強度を有することを実証するため、JAXA 所有の設備を利用し、製造した中空複合材ファンブレードにゼラチン球を衝突させる静止衝撃試験を実施した。第6図に静止衝撃試験装置を示す。ゼラチン球の衝突位置と速度は、着撃時の翼部のひずみ分布が実際のエンジン条件と同様になるよう決められた。試験時の翼の挙動は高速度カメラで観測した。第7図に静止衝撃試験におけるブレードの挙動を示す。試験後の複合材ファンブレードには軽微な損傷が見られたものの、ゼラチン衝突後もその形状を保持しており、耐衝撃性を実証できた。

鳥衝突時の損傷発生および応力とひずみを予測するため、衝撃・構造解析ソフトウェア LS-DYNA®（Version 971, R6.1.1）を使用して解析を実施した。第8図に解析モデルを示す。鳥を模擬したゼラチン球は SPH（Smoothed Particle Hydrodynamics）法で用いる要素を使用した。また、計算資源としてスーパーコンピュータ京を使用している。

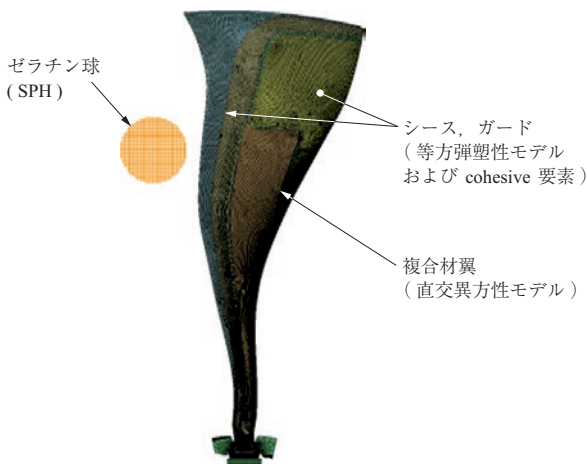
複合材ファンブレードでは、繊維破断、CFRTP の層間剥離、LE シースまたは TE ガードと CFRTP 間の剥離などさまざまなタイプの損傷が予想される。CFRTP と接着剤の剥離は DYCOSS（DYnamic behavior of COmposite Ship Structures）クラックモデルを使用してモデル化を



第6図 静止衝撃試験装置（JAXA 所有）  
Fig.6 Static impact test facility at JAXA



第 7 図 静止衝撃試験におけるブレードの挙動  
 Fig. 7 Behavior of fan blade during impact test



第 8 図 解析モデル  
 Fig. 8 Analysis model

行った。なお、DYCOSS クラックモデルを使用するために必要なエネルギー開放率などはクーボン試験によって求めている。また、複合材翼の層間を Tied 結合とすることで複合材の剥離損傷の予測ができるようにしている。

試験に供試した翼にはひずみゲージが取り付けられ翼表面のひずみが計測された。計測したひずみと解析結果を比較した結果、ピークひずみが観測されたときのひずみの値と時間はよく一致していることが分かった。第 9 図に翼表面ひずみの解析結果および試験結果を示す。

繊維破断も解析で予想したとおり、試験でも発生しなかった。また、LE シースのハブ付近における軽微な剥離も解析で予測しており、試験結果とよく一致していることが確認されている。なお、試験は 2 回実施され、良い再現性が確認されている。

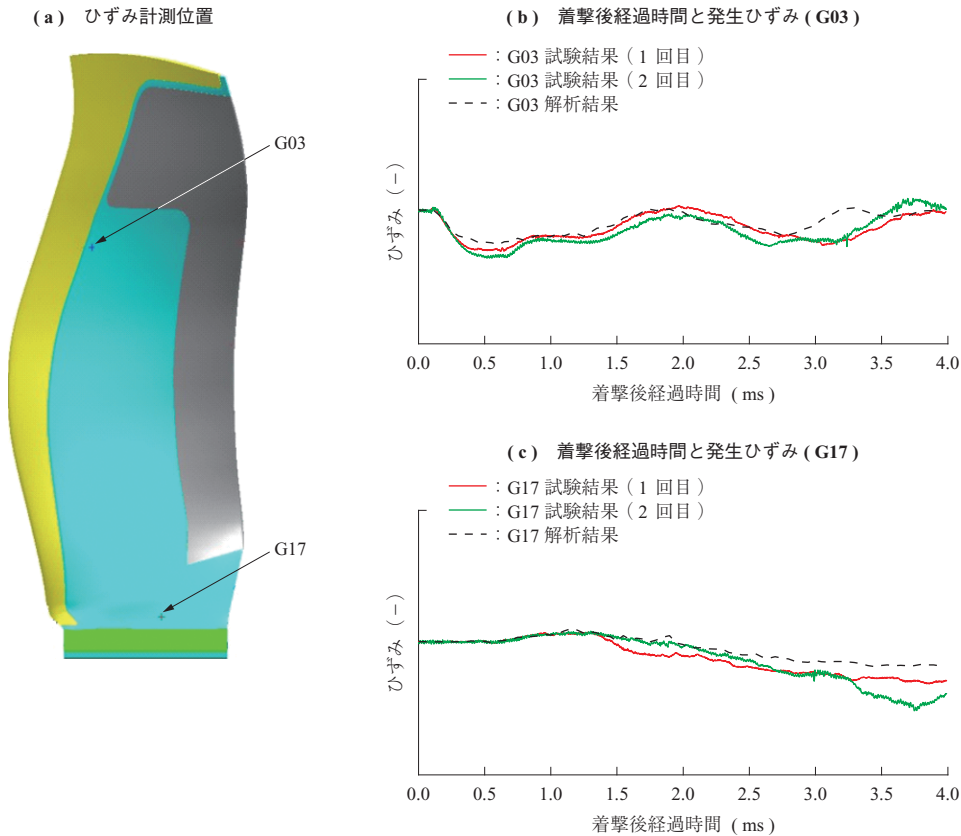
本プロジェクトにおいて開発した中空複合材ファンブレードで、6%の軽量化を達成したうえで中型鳥の衝突条件を模擬した静止衝撃試験において鳥衝突に対して耐久性があることを実証した。また、翼表面のピークひずみや LE シースの剥離が予測できるようになるなど、解析技術も大きく向上した。

### 3.2 層流ファンブレード解析設計技術

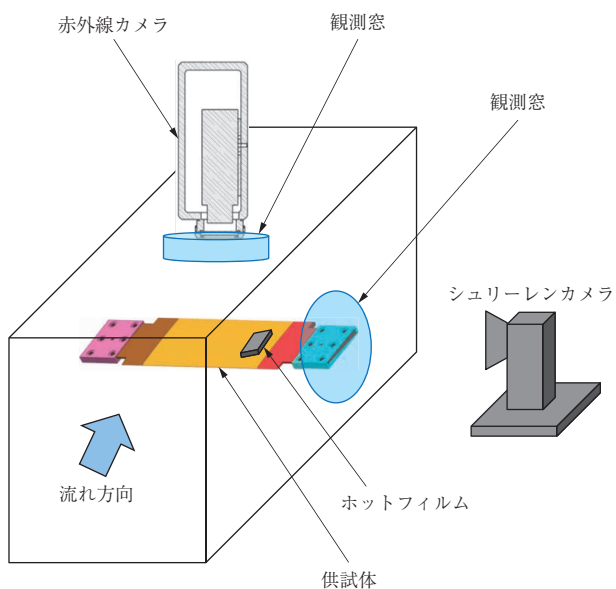
層流ファンブレードの開発は以下の二つのステップで行った。

#### (1) 二次元翼を用いた翼基礎研究

JAXA で開発した共通基盤 CFD プログラム UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) に境界層遷移モデルを組み込み、アメリカ航空諮問委員会 (National Advisory Committee for Aeronautics : NACA) の一般的な翼型である NACA0012 翼の文献データをベースとした比較検証を行った。検証の結果、遷移モデルは試験結果を良好に再現することができた。この遷移モデルを用いて設計した二次元翼形状を製作し、JAXA が保有する遷音速風洞試験設備 (TWT2) において想定されたマッハ数 0.8 ~ 1.2 まで、迎角  $-2 \sim +2^\circ$  を変化させた試験を行った。第 10 図に翼基礎試験のイメージを示す。翼を事前にある温度まで加温した状態で風洞に通風することにより、翼面よりも温度の低い主流により冷却され温度が低下する。この際の翼面の温度を第 10 図に示す翼面鉛直上に備えた赤外線カメラにより計測し、翼面上の熱伝達率分布を求め、境界



第 9 図 翼表面ひずみの解析結果および試験結果  
 Fig. 9 Comparison of blade surface strain between analysis and test result



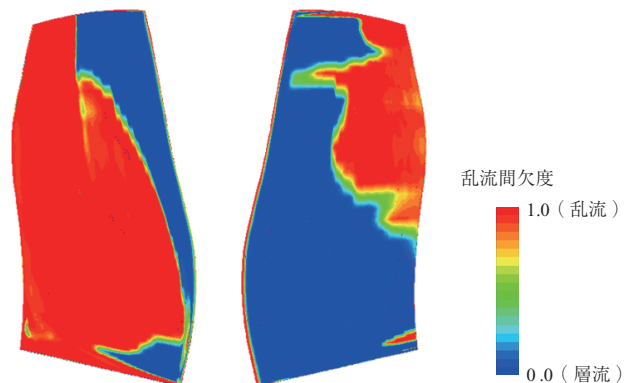
第 10 図 翼基礎試験のイメージ  
 Fig. 10 Schematic view of measurement devices

層の状態を判定した。この翼基礎試験により数値シミュレーションの妥当性と翼面境界層を層流にするための翼前縁形状について多くの知見を得た。また、翼基礎試験のモデルを対象にして Large Eddy Simulation を用いた大規模数値シミュレーションを

実施し、翼前縁で発生した擾乱（翼前縁に流れが衝突し、急激な加減速を生じることで発生する乱れ）が境界層の中を伝ばしていき、次第に三次元的なヘアピン渦に成長していく様子を捉えた。これらの知見を踏まえ、翼面の層流を伸ばすための先進的な翼設計が行われた。

(2) 回転試験用供試体（スケールリグ）を用いたファン空力性能実証試験

第 11 図に、(1) で得られた知見を基に高効率な層流領域が得られるように翼面の曲率をコントロー



第 11 図 層流ファンブレードの設計結果  
 Fig. 11 Results of laminar fan design

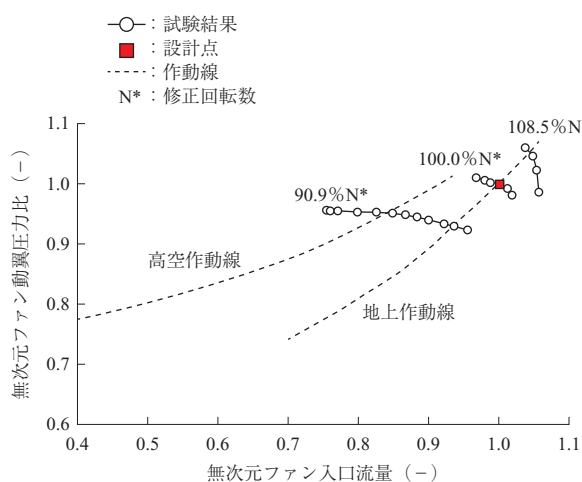
ルしながら設計した三次元形状のファン動翼を示す。この形状を模擬した直径 500 mm のファンおよびファン出口静翼を設計・製作した。スケールリグは JAXA の回転要素試験設備（2 MW ファン試験用）に搭載され、実証試験が実施された。第 12 図にファンスケールリグの写真を示す。

第 13 図に回転試験で取得した空力性能（流量と圧力との関係を表す PQ マップ）を示す。回転数比は空力設計点を 100.0% として、低い側から 90.9%、100.0%、108.5% である。また、第 13 図中の流量と圧力比は目標値により無次元化されている。本試験では、いずれの回転数条件でもサージまでは流量を絞っていない。90.9% 回転ではフラッタが発生した流量まで、100.0%、108.5% 回転ではピーク効率付近までのデータを取得した。空力性能、フラッタ余裕について設計目標を満足する結果が得られた。

さらに層流効果について確認するため、翼面に厚



第 12 図 ファンスケールリグ  
Fig. 12 Scaled fan rig



第 13 図 PQ マップ  
Fig. 13 PQ map

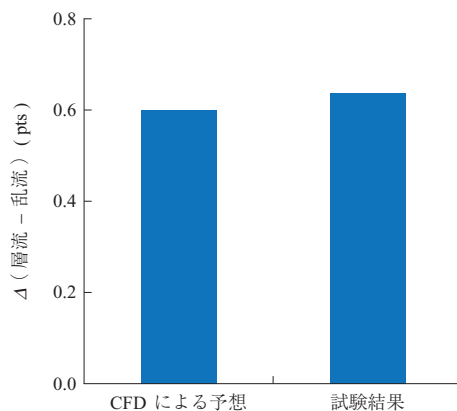
さが十分に薄い乱流促進体を施工し、翼面に層流領域を有する場合と完全に乱流となる場合の性能を取得した結果を第 14 図に示す。設計の CFD で予想したおりの差が試験で確認されており、本設計のファンは層流領域を有し、層流効果により効率が向上したと考えられる。

### 3.3 ファンディスク寿命解析設計技術

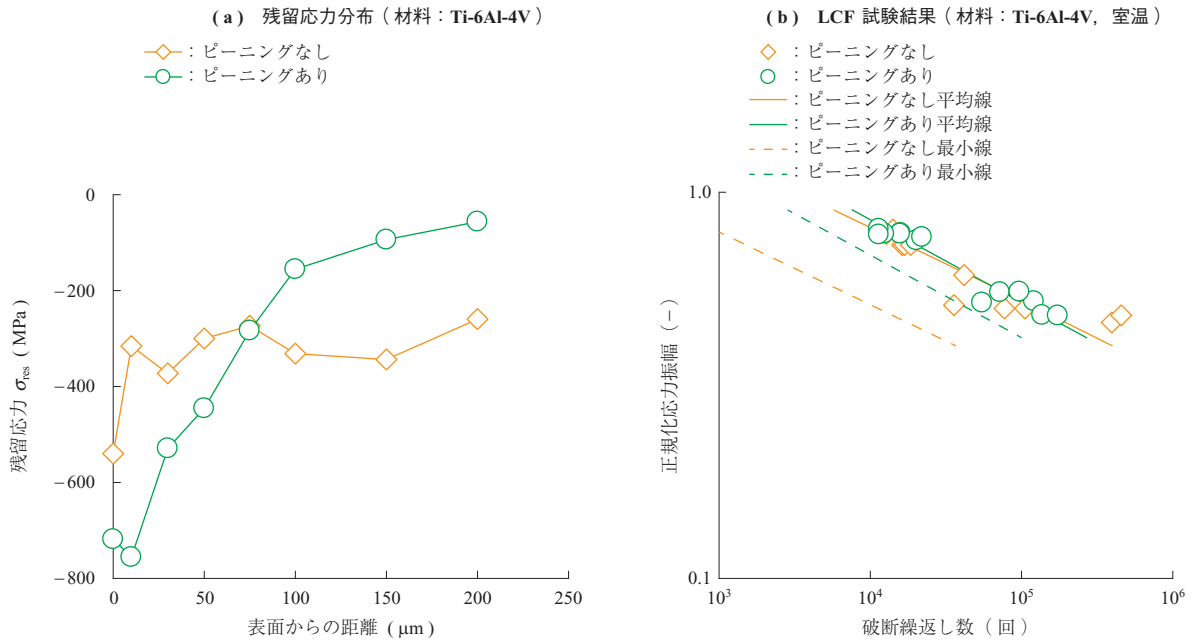
第 15 図に、ピーニングをした円孔試験片の残留応力計測結果および LCF 試験結果を示す。第 15 図より、ピーニングにより表面に圧縮残留応力が導入されている。また、ピーニングの有無で LCF 寿命の平均値の差は小さいものの、ピーニングをしたことで寿命のばらつきが減っている。これは、ピーニングにより円孔部に安定した残留応力が導入され、加工面の品質が改善したこと起因していると考えられる。第 16 図に実機孔部形状を模擬した回転リグ試験体の LCF 試験結果を示す。回転リグ試験ではピーニングなしの場合は破断寿命、ピーニングありの場合は Run-out（規定サイクル数を試験して破断せずに試験を完了）となった。この結果から、ピーニングにより LCF 寿命が 2 倍以上向上したことを確認した。

フルカバレッジの条件でピーニング解析を実施するためには、モデル化した領域におけるショット数を決定することが必要となる。そこで、カバレッジを事前に簡易評価できるカバレッジシミュレータを構築した。ピーニング解析として、平板の一部を抽出し、鋼球を衝突させることで残留応力を求める解析を実施した。解析では、陽解法をベースとした汎用有限要素法コード Abaqus/Explicit を用いた。

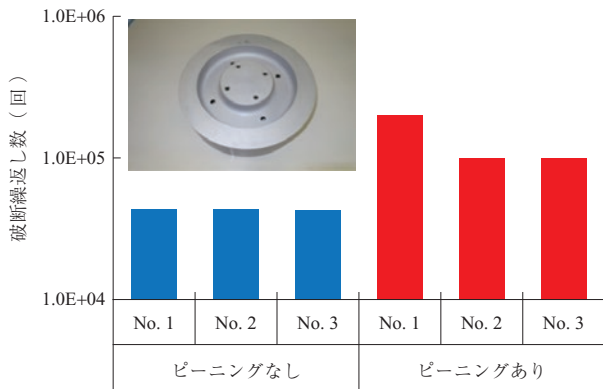
第 17 図にピーニング解析結果を示す。カバレッジ解析を用いることで、フルカバレッジを得るために必要な



第 14 図 層流効果  
Fig. 14 Effect of laminar fan



第 15 図 ピーニングをした円孔試験片の残留応力計測結果および LCF 試験結果  
 Fig. 15 Test results of residual stress measurement and LCF test of hole plate specimen



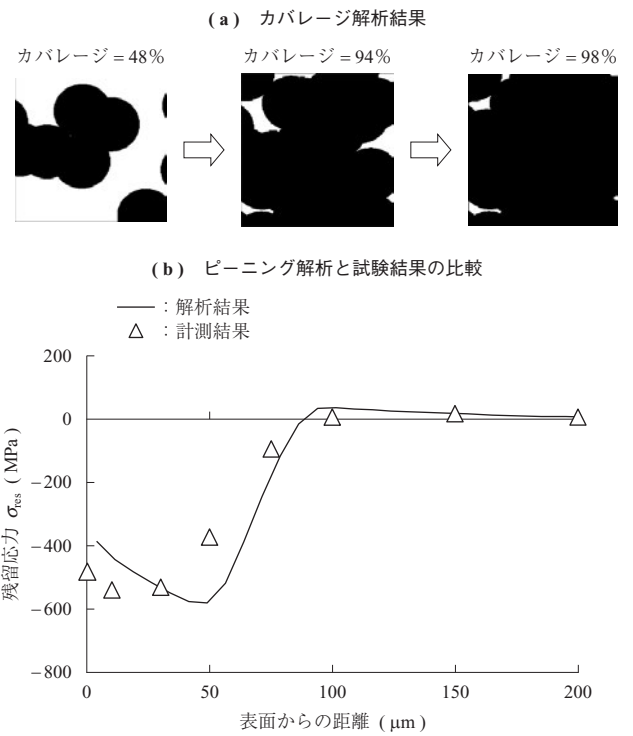
第 16 図 ピーニングをしたミニディスクの回転リグ試験結果  
 Fig. 16 Cyclic spin test results of mini disk

ショット数を事前に求めることが可能となった(第 17 図-(a))。次に X 線残留応力計測結果と解析結果の比較を示す。解析は、最大圧縮応力発生位置を若干深く予測していたが、残留応力の大きさやピーニング深さについては、よく一致した結果を得られることが分かり、解析手法の妥当性を確認することができた(第 17 図-(b))。

### 3.4 軽量吸音ライナ解析設計技術

#### (1) 軽量化

第 18 図に樹脂製ライナを示す。フルスケール供試体を製作して質量評価を行い、比較対象となる従来のアルミニウム製ライナに対して、樹脂製ライナの場合のはかさ比重で 40%以上の質量削減(寸法が同じ場合)が可能であることを実証した。



第 17 図 ピーニング解析結果  
 Fig. 17 Results of peening analysis



第 18 図 フルスケール供試体の樹脂製ライナ  
 Fig. 18 Full-scale test piece of resin-based liner



## (2) 基本強度

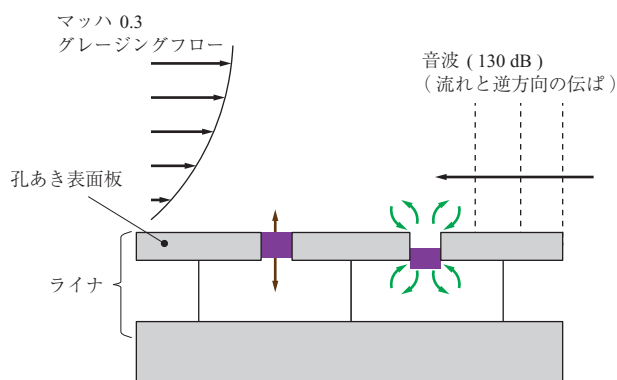
想定される実機の使用環境に基づいて、供試体から切り出した試験片を用いて各試験を実施した。主要な試験として、圧縮試験や衝撃試験を行い、非構造部品として運用時および修理時に必要とされる強度を有することを確認した。さらに、耐候性加速試験（屋外曝露 1 年相当の紫外線を照射）、吸水試験（飽和状態相当の時間吸水）、温度サイクル試験（吸水試験後に実機使用温度相当で冷却常温サイクル）、加振試験、耐サンドエロージョン試験なども実施し、いずれの試験でも運用時に問題と判断されるレベルの強度の低下や損傷は見られず、問題ないことを確認した。

## (3) 音響特性

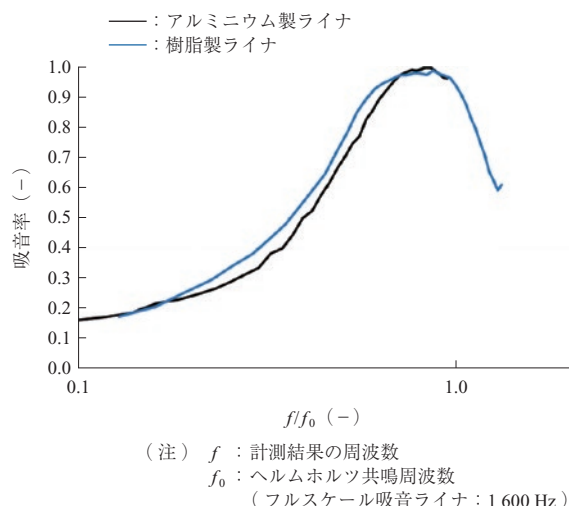
フルスケール供試体の音響基本特性を確認するためフローダクト音響試験を実施した。第 19 図に試験部のイメージを示す。着陸時のエンジン入口ダクト内流速を想定し、主流マッハ数 0.3 までの流れ（グレーディングフロー）を模擬した矩形ダクト通路内にライナを設置し、ライナ部分での吸音率を計測した。流れと逆方向に伝ばさせ、孔あき表面板からライナに入射する音圧レベルは 130 dB である。

第 20 図にフローダクト音響試験の結果を示す。横軸の  $f$  が計測結果の周波数、 $f_0$  がヘルムホルツ共鳴周波数を表している。樹脂製ライナは低周波数域の吸音優位性を保ちつつ、ピーク吸音率目標 0.95 以上を達成し、アルミニウム製ライナと同等の吸音性能であることを確認できた。

実機エンジン着陸時（ファン修正回転数 65%）相当の音響環境における樹脂製軽量吸音ライナの有効性確認のため、サブスケールモデルによるファンリ



第 19 図 試験部イメージ  
Fig. 19 Schematic view of flow-duct test



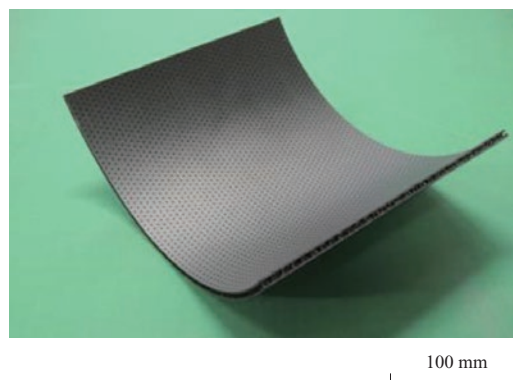
第 20 図 フローダクト音響試験結果  
Fig. 20 Experimental results of flow-duct acoustic test

グ音響試験を実施した。第 21 図に供試した樹脂製吸音ライナを示し、第 22 図に樹脂製ライナ形態をはじめ、吸音ライナ未装着の基本形態、アルミニウム製ライナ形態のファンリグダクト内を前方から撮影した様子を示す。第 23 図に樹脂製ライナとアルミニウム製ライナの吸音量分布（1/3 オクターブバンドスペクトル差分  $\Delta$ PWL（パワーレベル））を表示す。孔あき表面板の開孔率（径  $\phi$ ）は 7.0%、8.5%、10.0% に変えて合計 6 形態の試験を示している。試験結果より、周波数全域で、樹脂製ライナの吸音効果が高く、最大吸音量は樹脂製ライナがいずれの開孔率でもアルミニウム製ライナを大きく上回っていることを確認できた。

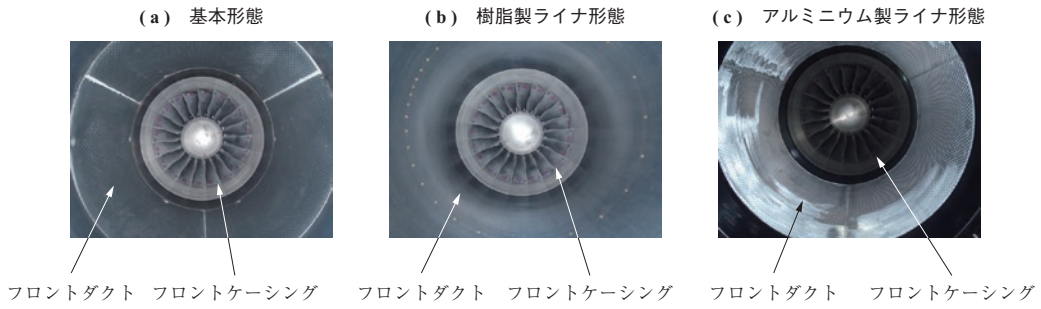
## 3.5 低圧タービン・タングリング解析設計技術

### (1) 衝撃破壊モデルの構築

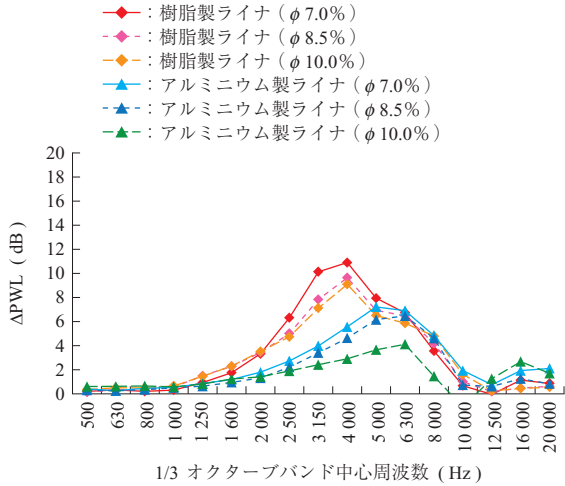
第 24 図に CMC 平板衝撃試験の試験片と解析モデルを示す。試験片はタービン翼の支持状態を想定



第 21 図 樹脂製吸音ライナ供試体  
Fig. 21 Test sample of resin-based acoustic liner



第 22 図 各試験形態のダクト内の様子  
Fig. 22 Installation of acoustic liners



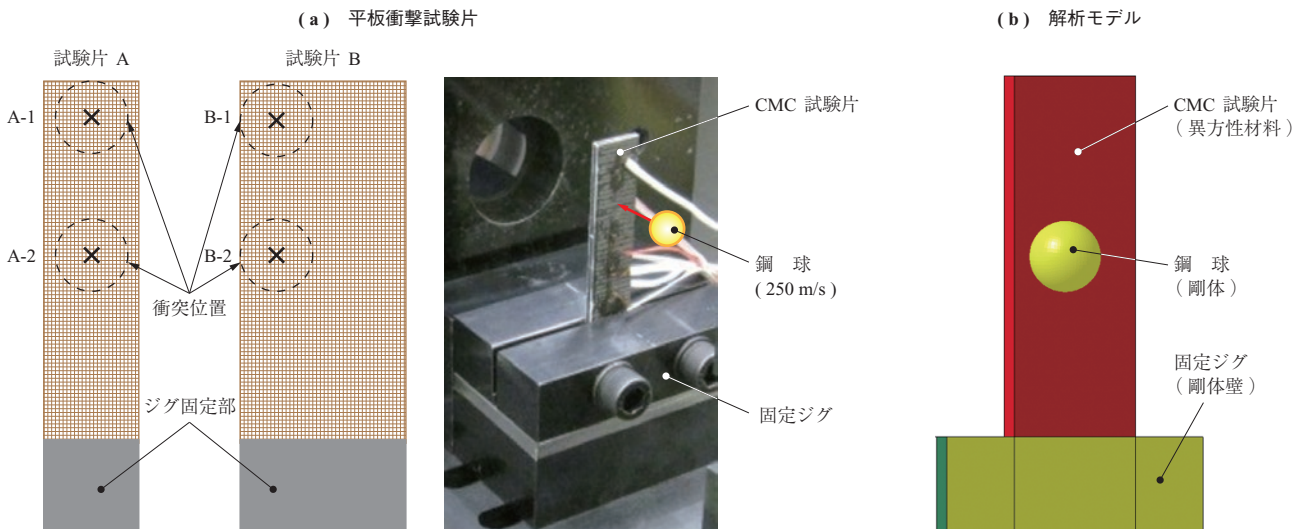
第 23 図 樹脂製ライナとアルミニウム製ライナの吸音量分布  
Fig. 23 Comparison of sound absorption by resin-based liner and aluminum-based liner

した片持ちとし、幅の異なるものに衝突位置を変えて鋼球を衝突させた。試験では、試験片の変形挙動を確認するため、試験片長手方向にひずみゲージを貼付し、衝突前後の鋼球の運動エネルギーの差異か

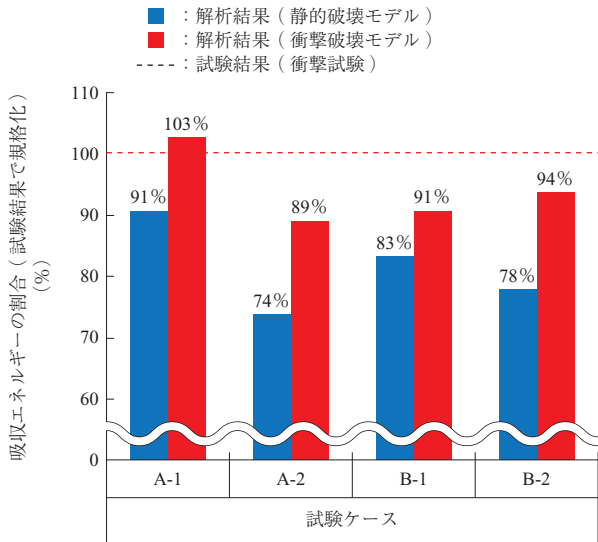
ら吸収エネルギーを取得した。

解析モデルについては、CMC に異方性を考慮し、各方向成分に非線形の応力ひずみ関係を定義した。破壊は要素削除によって表現し、破壊クライテリアには破断ひずみを用いた。衝撃破壊モデルを構築するに当たり、CMC の静的な材料試験から構築した静的破壊モデルを用いた解析と、試験での吸収エネルギー、破壊状態およびひずみを比較して、試験結果を再現する破断ひずみを探索した。

第 25 図に試験結果の吸収エネルギーに対する解析結果の吸収エネルギーの割合を示す。静的破壊モデルから破断ひずみを大きくすることで、いずれの試験ケースについても静的モデルに比べ、衝撃破壊モデルの吸収エネルギーは試験結果に近づいた。試験結果と静的および衝撃破壊モデルによる解析結果の比較の一例として、第 26 図に衝突位置 B-2 のケースのひずみ時刻歴と破壊状態を示す。静的破壊モデルではひずみはほとんど変化しないが、これは面外



第 24 図 平板衝撃試験の試験片と解析モデル  
Fig. 24 Specimens of impact test and FEM analysis model



第 25 図 吸収エネルギーの比較結果

Fig. 25 Rate of absorbed energies normalized by impact test results

せん断破断ひずみが小さく、衝突箇所とその近傍のみが破壊し、試験片全体での変形が生じないためである。一方、衝撃破壊モデルでは面外せん断破断ひずみが大きいため、曲げ変形が生じ、試験のひずみを再現できている。ほかの試験ケースについても衝

撃破壊モデルを用いることで解析結果は試験結果のひずみ履歴と破壊状態をよく再現した。

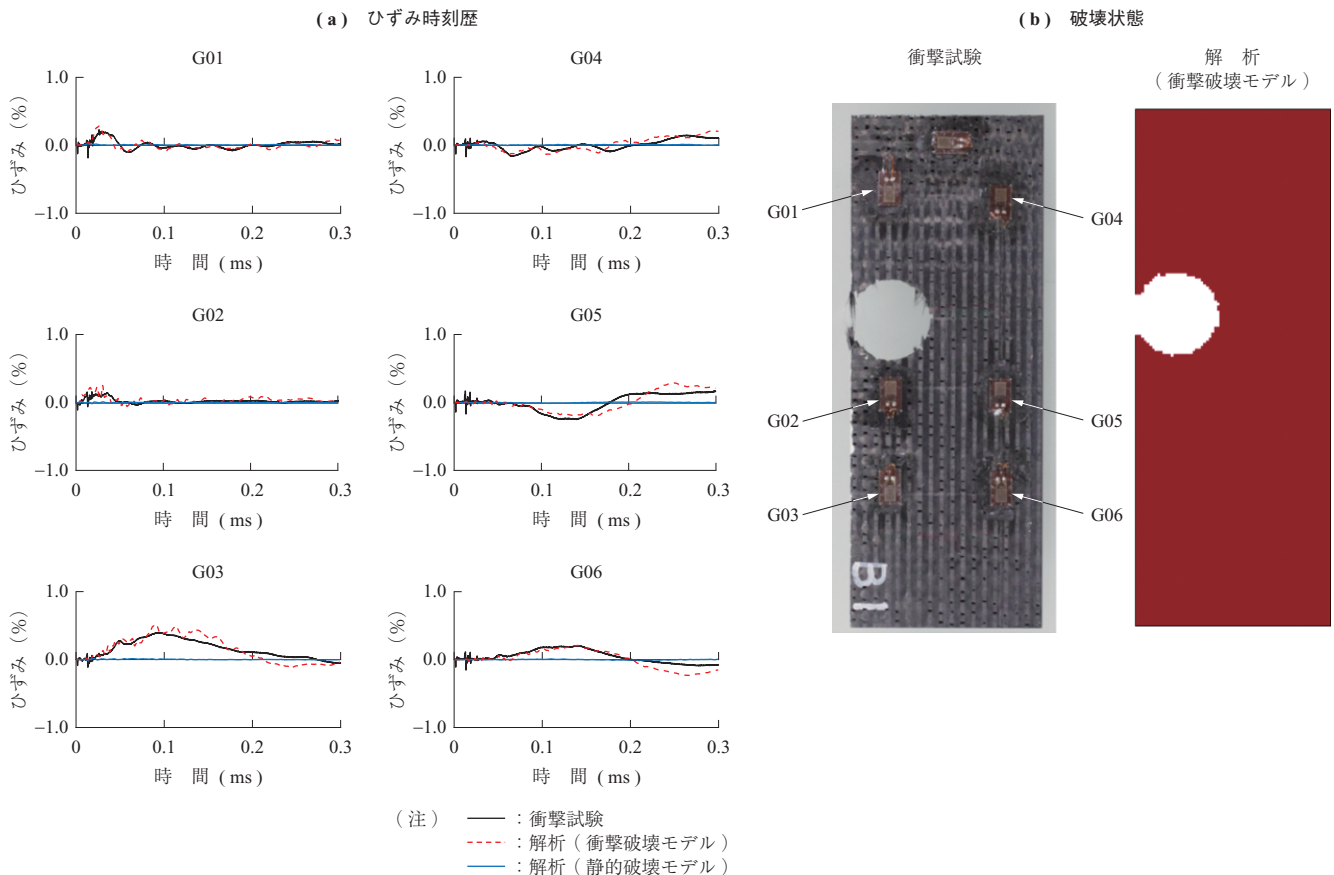
(2) 回転衝撃試験による検証

第 27 図に、低圧タービン動翼を模擬した CMC 平板試験片をロータで回転させ、軸方向に一定速度



第 27 図 回転衝撃試験の試験形態

Fig. 27 Configuration of rotational impact test

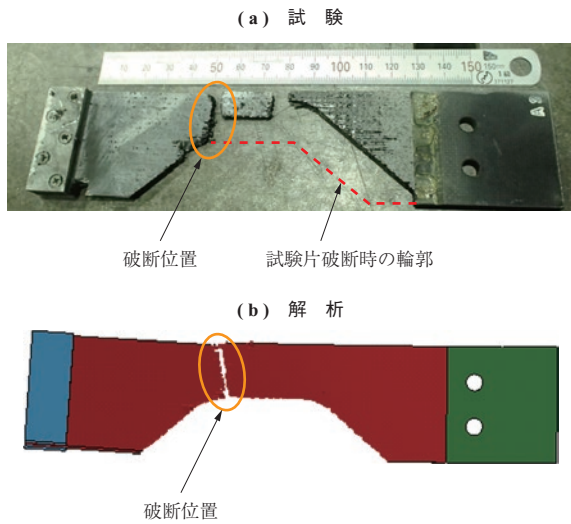


第 26 図 B-2 の場合のひずみ時刻歴と破壊状態の比較結果

Fig. 26 Comparison result of strain histories and fracture appearance for test case B-2

を付与した静翼模擬体を徐々に衝突させる試験を示す。

第 28 図に解析による破壊状態の予測と試験後の試験片を示す。試験では、試験片破断後も静翼模擬体が指定距離を移動するまで停止しないため、試験片破断時と試験後では破壊状況が異なる。そこで、試験片が破断した時点での破壊状態を第 28 図中に破線で示す。両者の破壊状況はよく一致しており、構築した CMC 衝撃破壊モデルによって破壊状況が再現



第 28 図 試験片破壊状態の比較  
Fig. 28 Fracture appearance of CMC specimen

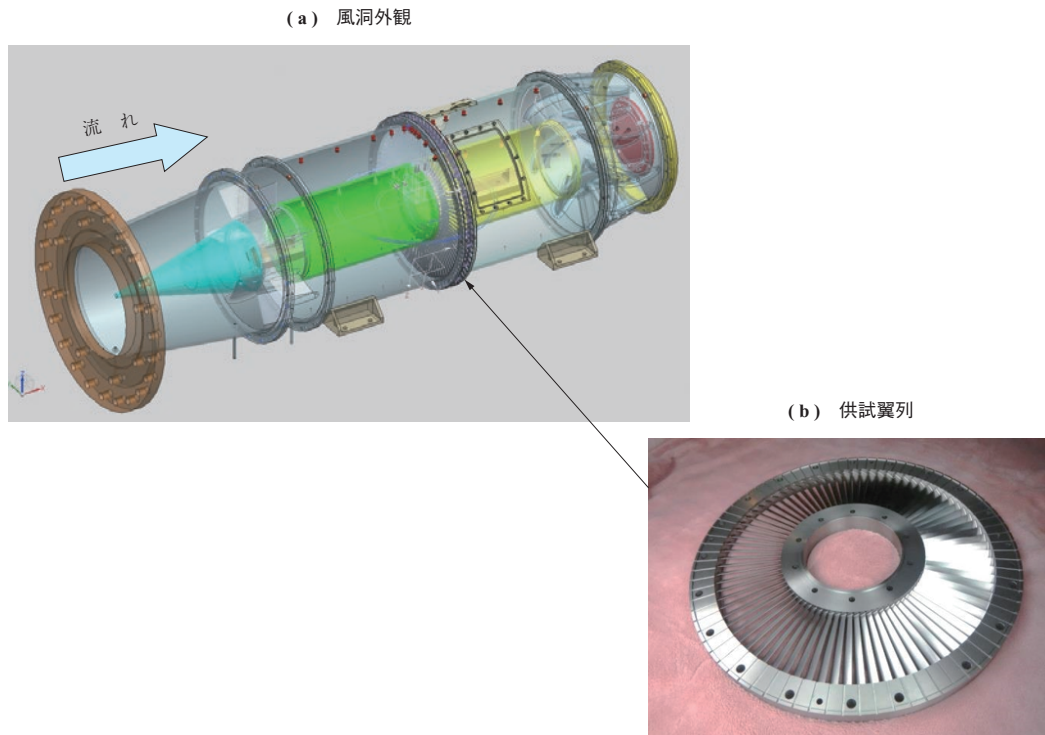
できていることを確認した。

### 3.6 低圧タービン・フラッタ解析設計技術

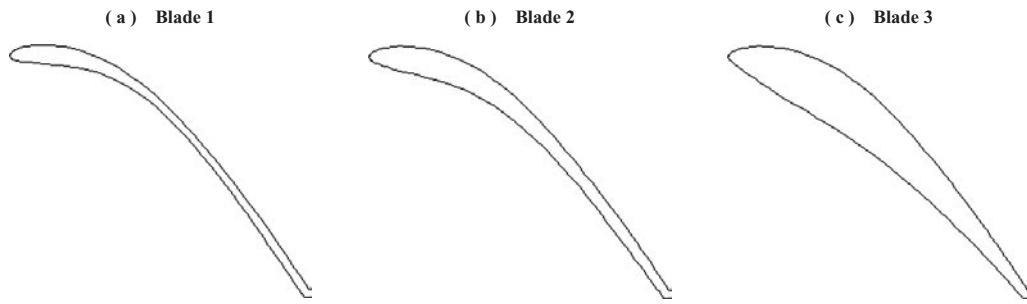
環状翼列風洞を用いたフラッタ試験を実施し、CFD 予測精度の検証を行った。第 29 図に風洞の外観を示す。本風洞は、JAXA の高空性能試験設備を用い、出口から空気を吸い込む形式とし、翼列出口マッハ数を 0.6 まで加速することができる。供試翼の支持部は、ハブ・チップ部のフランジと一体の形状とすることで翼支持部の摩擦減衰が発生しないような形状となっている。そのため、減衰としては空力減衰が支配的となり、CFD による空力減衰の予測精度の検証を行うことができる。

供試翼としては、フラッタ特性の異なる 3 種類の翼型を設計した。第 30 図に供試翼型を示す。ミッドスパン位置における 3 種類の翼型は、それぞれ背側の形状は同一であり、翼負荷はほぼ同レベルになっているが、腹側の翼厚さが異なり、固有振動数、モード形状は異なっている。Blade 1 が最もフラッタ特性が不安定であり、Blade 3 が最も安定、Blade 2 がその中間の安定性となっている。

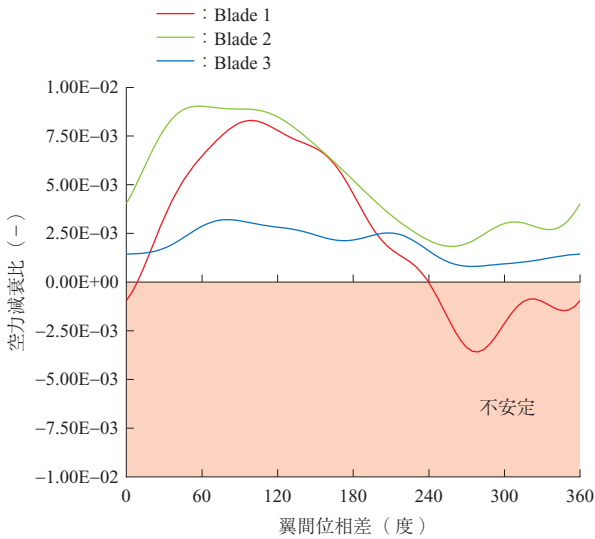
第 31 図に設計点での 3 種類の翼型のフラッタ安定性の CFD 予測結果を示す。図は、横軸が翼間位相差、縦軸が空力減衰比の結果であり、空力減衰比が負の領域でフラッタ不安定となる。いずれの結果も、1 次ねじりモード (1T) の解析結果である。Blade 1 は、翼間位相差  $270^\circ$  の



第 29 図 LPT フラッタ試験風洞概観  
Fig. 29 LPT flutter test result



第 30 図 供試翼型  
Fig. 30 Blade shape of test airfoil



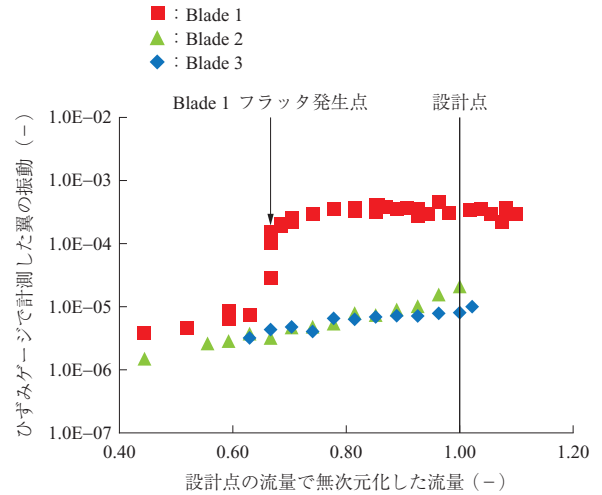
第 31 図 LPT フラッタ CFD 予測結果  
Fig. 31 CFD prediction of LPT flutter stability

周辺で空力減衰比が負となり、フラッタ不安定となる。一方、Blade 2, 3 は、空力減衰比が常に正でありフラッタ安定となる。

第 32 図にフラッタ試験の結果を示す。図は、横軸が設計点の流量で無次元化した流量で、縦軸はひずみゲージで計測した翼の振動である。図を見ると、67%流量付近で Blade 1 ではフラッタが発生し、振動が急激に大きくなる様子が見て取れる。一方、Blade 2, 3 では設計点に至るまで、そのような急激な振幅の増加は見られず、フラッタは発生していない。CFD による予測は試験結果と一致しており、CFD によるフラッタ予測の妥当性を確認した。

#### 4. 結 言

本プロジェクトにおいて、aFJR プロジェクトの目標を



第 32 図 LPT フラッタ試験結果  
Fig. 32 LPT flutter test result

達成しつつ、将来の超高バイパス比エンジンの開発において、ファンの軽量化・高効率化および低圧タービンの軽量化を実現するために意義のある解析設計技術を取得することができた。

#### — 謝 辞 —

本稿の成果は、JAXA、東京大学、筑波大学、金沢工業大学および東京理科大学との共同研究によって得られたものであり、関係者の皆さまに深い感謝の意を表します。

#### 参 考 文 献

- (1) 西澤敏雄：JAXA の研究開発プロジェクト：高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR), 第 46 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 2018 年 10 月