

航空環境プログラム 2 高効率エンジン技術実証

西澤 敏雄*

1. はじめに

日本は世界有数の工業国ですが、1995年に科学技術基本法が制定され、科学技術創造立国として基礎研究から産学連携に至るまで、学術研究の振興が国の重要な施策とされています。高度な研究開発を経て始めて実現可能な電子情報機器や精密機械をはじめ、自動車等の輸送機器、発電所等のインフラ設備まで、技術競争力のある実に様々な日本製の工業製品が世界各国に輸出されています。しかしながら、そんな日本でも日本製品がまだ実現できていない分野があります。民間航空機用エンジン、いわゆる旅客機のジェットエンジンがそのひとつです。

航空機用エンジンの市場規模は民需防需合わせて世界で約8兆円ほどですが、概ねその4分の3はGE社やPratt&Whitney社がある米国およびRolls-Royce社がある英国の2カ国が占めるという寡占状態です。日本のエンジンメーカーが航空機用エンジンの世界市場においてどのような役割を果たしているかという点、上記の三大メーカーが主導する国際共同開発事業に参画し、一部の部品や要素を担当しています。国内メーカーの参画比率(シェア)は、50～180席程度の小型航空機用エンジンの開発、すなわちV2500シリーズおよびCF34シリーズのエンジンでは、それぞれ金額ベースで23%および30%を占めています。もう少し大きい中型航空機用エンジンの開発、つまりGEnxやTrent1000エンジンでは15%を占めています。一方、世界市場全体におけるシェアは、日本の民需防需合わせて概ね5%台で推移していて、決して大きくありません¹⁻²⁾。国内エンジンメーカーは、まだ限

られた機種や部位でのみシェアを獲得できているのが現状です。しかしながら、防需が殆ど伸びない昨今の状況に対し、民需は1990年代後半から急速に拡大し続け、最近では防需の約3倍の規模に達しつつありますので、民需が日本の航空エンジン産業の基盤となっていることは間違いありません。

民間航空機用エンジンの国際共同開発で国内メーカーが主に担当する部位としてはファンや低圧タービン等が多く、いわゆる低圧系要素が中心です。前述のV2500エンジンの開発では、ファンモジュールに加えて低圧タービンの一部の部品を担当しました。CF34エンジンの開発では、低圧タービンモジュールに加えてファンおよび高圧圧縮機の一部の部品を担当しました。これら2機種の生産高だけで民需の約半分を占めており、日本のエンジン産業にとって重要な市場です。

V2500シリーズエンジンは、欧州エアバス社のA320シリーズ機に主に搭載されているエンジンですが、エンジンも含めた代替機への更新時期が2020年代に迫っていると考えられています。A320機のような150席級の市場規模は、様々な機種の航空機がある中で際立って大きく、その後継機用エンジンの開発でも国内メーカーがこれまでと同規模のシェアを確保することは非常に重要な課題です。

エアラインの側から見ますと、航空エンジンの燃料コストは運航コストの約3割程度³⁾を占めていて、燃費の削減は利益の確保に繋がる重要な課題です。時勢の変化により生じる石油価格の急激な高騰はエアラインの財務状況を悪化させる原因にもなりえます。

* Toshio NISHIZAWA

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
航空技術部門 aFJR プロジェクトチーム

昨今では航空機についても CO₂ 排出基準に関して重要な国際的取り決めが行われました。国際民間航空機構 (ICAO) の航空環境保全会議 (CAEP) は初の CO₂ 排出基準案に合意し、2016 年 9 月の ICAO 総会で各国政府の承認を得た後、2017 年の ICAO 理事会にて採択しました。この基準の対象は全ての航空機で、2020 年にまず新型航空機に適用され、次に 2023 年には現行型機の新規建造分に適用され、2028 年には基準に適合しない航空機の運用を終了することを予定しています。即ち、燃費の問題はエアラインにとってコストや利益の問題だけでなく、保有機の使用計画そのものに直結する問題になってきているのです。

航空機の低燃費化は、エンジンの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空気力学的な性能向上 (揚抗比向上、抵抗削減)、運航方式の改善等によって進められています。エンジンについては、燃費すなわち CO₂ 削減に加えて、騒音低減や有害排出物 (NO_x 等) の削減などの環境適合性能が各社のエンジン開発事業の国際競争力を左右する時代となっています。航空エンジン産業を擁する各国において、産学官それぞれの先進的な研究開発成果を実用化へ繋げ、社会実装することにより産業振興をはかる活動がますます重要視されています。

民間航空機用エンジンの開発の歴史は、主にターボファンエンジンの高バイパス比化の歴史といえます。ターボファンエンジンとは、低圧軸を介して大口径のファンを駆動する低圧系と、高温高圧の燃焼ガスをエネルギー源とし圧縮機を駆動する高圧系とから構成される形式のエンジンです。ファンを通過する空気流量を増大させ、旅客機の飛行速度に合わせて大量の空気を比較的低速で排気することにより、推進効率を上げる技術が高バイパス比化です。

日本が高バイパス比エンジンの開発に初めて取り組んだのは、1971 年度から当時の通商産業省工業技術院による大型プロジェクト制度の下で開始した「航空機用ジェットエンジンの研究開発」でした。開発した高バイパス比エンジンが所謂 FJR710

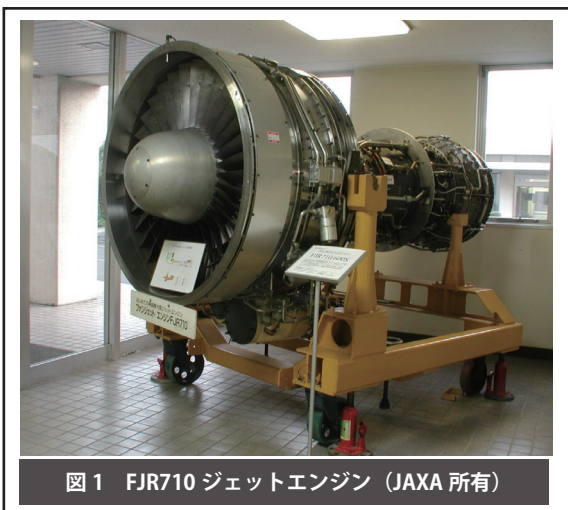


図 1 FJR710 ジェットエンジン (JAXA 所有)

ジェットエンジンで、そのバイパス比は 6 でした。航空宇宙技術研究所 (現宇宙航空研究開発機構) が要素研究や運転試験を担当し、石川島播磨重工業株式会社 (現株式会社 IHI)、三菱重工業株式会社、川崎重工業株式会社の 3 社が設計試作を担当しました。このエンジンは、短距離離着陸実験機「飛鳥」に搭載され、167 時間以上の飛行試験を行った実績があります。国際的にも高度な技術が認められて前述の V2500 エンジンの国際共同開発に繋がり、日本のエンジン産業発展の礎となりました。2007 年には日本機械学会より「機械遺産」第 7 号に認定され、現在は宇宙航空研究開発機構の調布航空宇宙センターで保管されています (図 1)。

高バイパス比化はその後も継続的に進められていて、高圧系要素の高温高圧化によるサイクル熱効率の向上とともに、複合材製ブレード開発等によるファン軽量化やファン駆動軸への遊星ギアの適用、所謂ギアドターボファンによる低圧タービンの高負荷化など、低圧系要素の技術開発も加わって、最近ではバイパス比 10 を越えるエンジンが実現されるようになりました。

2. 高効率軽量ファン・タービン技術実証

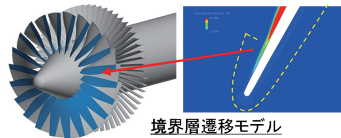
宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 航空技術部門では、将来の更なる高バイパス比エンジンの開発に向け、日本の技術競争力向上を目指し、高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR プロジェクト) を平成 26 年度から実施しました。このプロジェクト

①高効率軽量ファン技術

●ファン効率向上

✓高効率ファンブレード技術

⇒層流翼3D設計技術
⇒ファンフラッタ予測技術



境界層遷移モデル

●ファン軽量化(ブレード、ディスク)

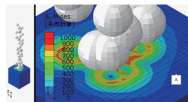
✓軽量ファンブレード技術

⇒中空ナローコードCFRP翼設計技術
⇒複合材衝撃解析技術

✓軽量メタルディスク技術

⇒加工シミュレーションベース設計技術

加工シミュレーション
モデル

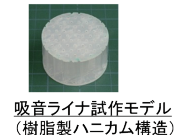
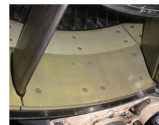


中空CFRPブレード試作モデル

●ファン軽量化(吸音ライナ)

✓軽量吸音ライナ技術

⇒樹脂パネル成形技術、ハニカム構造音響設計技術、耐熱FRP
適用技術



CMCブレード衝撃破壊モデル

吸音ライナ試作モデル
(樹脂製ハニカム構造)

②軽量低圧タービン技術

●軽量低圧タービン

✓軽量タービンブレード技術

⇒CMCブレード過回転防止設計技術
⇒タービンフラッタ予測技術
⇒CMC強度信頼性評価技術

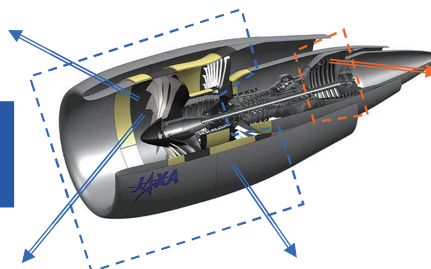
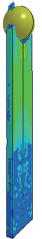
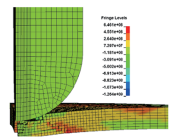


図2 aFJR プロジェクト概要

トではファンおよび低圧タービンの空力効率向上と軽量化の技術に関する研究開発を、株式会社IHJ、東京大学、筑波大学大学院、金沢工業大学および東京理科大学との共同研究により実施しました。

aFJR プロジェクトで研究開発を進めた高効率化技術および軽量化技術の概要を図2に示します。次世代の小型民間航空機用エンジンについて今後の超高バイパス比化の傾向を踏まえ、燃料消費量を現行機搭載エンジン(V2500等)に対してマイナス16%以上削減可能なレベルの技術開発を行いました。ファンの高効率化(空力効率向上)ならびにファン(ブレード、メタルディスク、吸音ライナ)および低圧タービンの軽量化に対して、ソリューションとなる要素技術の開発を進めました。開発した要素技術については、図3に示すようにそれぞれを搭載した供試体を設計製作し、要素試験により技術の実証を行いました⁴⁾。

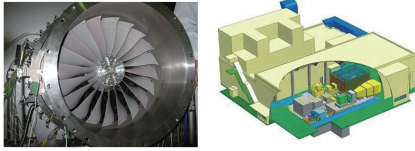
aFJR プロジェクトでは、大規模な数値シミュレーションを用いた予測技術の開発・検証を行いました。この予測技術を用いた設計手法によって供試体設計を行い、狙った要素性能を達成できていることを実証試験により確認しました。例えば、翼面境界層が乱流に遷移する過程を詳細解析で確かめつつ予測モデルを高効率化設計に適用したり、鳥などの異

物衝突時に受ける衝撃力による翼変形や損傷の過程を詳細解析で確かめつつ予測モデルを軽量化設計に適用したり、ファンから発する騒音の評価について、従来の吸音ライナ設計で用いられてきた手法より踏み込んだ詳細な現象まで解析し、その結果を踏まえて吸音ライナの軽量化や騒音低減に利用したりしました。このように解析規模の拡大により解析範囲の拡張や詳細化、分解能の向上などを進め、設計技術の高度化を進めました⁵⁾。

3. 高効率ファン技術

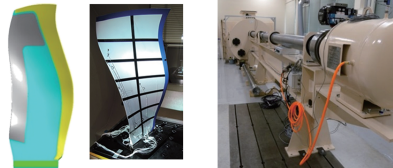
高バイパス比エンジンではファン口径を増大することになりますが、ファン動翼先端のマッハ数を抑えつつ比較的低速で回転させることが必要になることから、今までと異なる高効率化設計が求められます。aFJR プロジェクトでは、ファン動翼表面の境界層の乱流への遷移をできるかぎり抑え、層流域の拡大をはかることによって更なる空力効率向上をはかる技術開発を行いました。層流化技術そのものは航空機の機体やエンジンナセルなどで次第に適用されつつありますが、回転するファン動翼について設計手法を獲得する必要があります。JAXAで開発した共通基盤CFDプログラムUPACSを拡張し、境界層の遷移過程において乱れの成長を詳細に把握するとともに、遷移解析モデルを適用・検証して層流域を拡大したファン動翼の改良設計を

高効率ファンブレード技術(層流翼3D設計技術、ファンフラッタ予測技術)



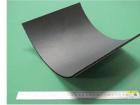
高効率ファン空力性能試験供試体(回転要素試験設備)

軽量ファンブレード技術(中空ナローユードCFRP翼設計技術、複合材ファンブレード衝撃解析技術)

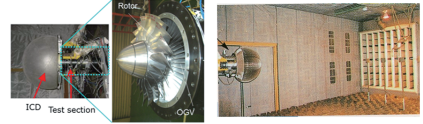


中空CFRPブレード供試体 軽量ファンブレード耐衝撃性実証試験(高速衝撃試験機)

軽量吸音ライナ技術(樹脂パネル成形技術、ハニカム構造音響設計技術、耐熱FRP適用技術)



樹脂製吸音ライナ供試体

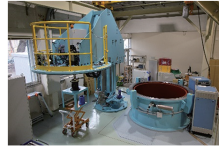


軽量吸音ライナファンノック音響試験(IHI殿 無響試験室)

軽量メタルディスク技術(加工シミュレーションベース設計技術)

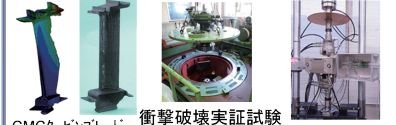


メタルディスク供試体



軽量メタルディスク耐久性実証試験(回転強度試験機)

軽量タービンブレード技術(CMCブレード過回転防止設計技術、タービンフラッタ予測技術、CMC強度信頼性評価技術)



CMCタービンブレード 衝撃破壊実証試験 強度信頼性評価試験



タービンフラッタ供試体



低圧タービン翼フラッタ実証試験

図3 aFJRプロジェクトで開発する要素技術と実証試験

行いました。

図4は層流域拡大を目指した予備設計翼の評価試験(翼基礎試験)の状況と遷移モデルを用いたCFD解析結果との比較の例です。評価試験にはJAXAの高レイノルズ数遷音速風洞(測定部0.8m×0.45m)を使用しました。翼基礎試験の熱伝達率分布の急変位置とCFD解析の摩擦係数(Cf)の急変する位置はほぼ一致していて、遷移位置の予測手法の妥当性が確認されています⁶⁾。

実証試験では、この予測手法で設計したファン動翼モデルを搭載し、JAXAの回転要素試験設備において性能計測を行い(図3参照)、ファンの入口・出口の温度および圧力の計測データから空力効率を算出しました。翼基礎試験で確認した層流化技術を取り込むことにより、プロジェクト目標を越える空力効率を確認することができました。

4. 軽量ファンブレード技術

高バイパス比に伴いファンの直径が増大すると重量も増大する傾向となりますが、航空機の燃料消費に対してはマイナス効果が生じてしまいます。これを抑えるため、ファンの動翼やケースなどの大型部品に軽量高強度の炭素繊維複合材(CFRP)を適用することが期待されています。現行機では

GE90エンジンにCFRP製のファンブレードが採用されていますが、aFJRプロジェクトでは更に軽量のブレードの実現を目指し、今までにない中空構造のCFRPブレードの開発を進めました。

ファンブレードについては従来より、メタルブレードで軽量化のための中空化が採用されています。また、鳥などの異物衝突に対する耐衝撃性やフラッタに対する信頼性を確保するため、翼の幅を広げたワイドコード化も採用されています。GE90のCFRPブレードでは、耐衝撃性を確保するための部品として前縁部分にメタルシースが採用されています。

CFRPは炭素繊維と樹脂から成る一方向強化材シートが何重にも積層された構造となっていますが、異物衝突時にシート間の層間剥離の現象が生じると、構造部材全体のマクロな応答に大きな影響を与えると考えられます。aFJRプロジェクトでは、CFRP材の積層構造やメタルシース構造を取り込み、高速衝撃時に生じる特殊な損傷現象を再現可能な大規模解析法を構築し、ファンブレードの構造設計に適用しました。

図5はCFRPファンブレードの高速衝撃解析モデルです。鳥を模したゼラチンをSPH(Smoothed

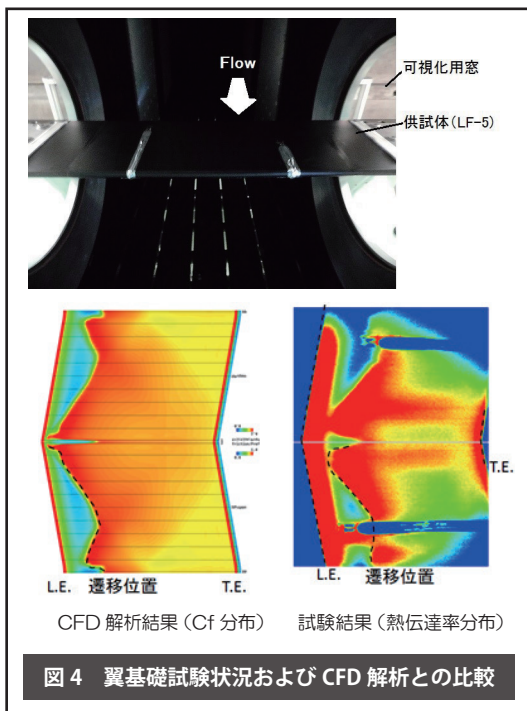


図4 翼基礎試験状況および CFD 解析との比較

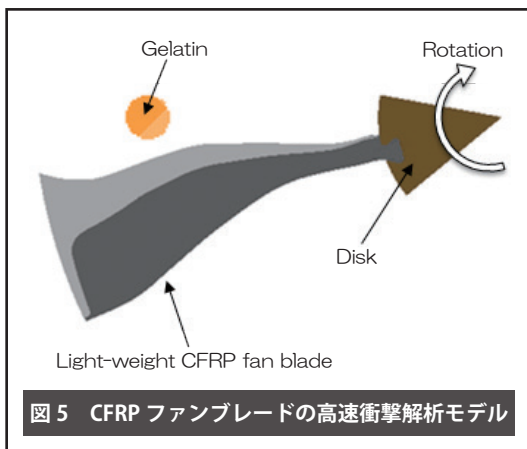


図5 CFRP ファンブレードの高速衝撃解析モデル

Particle Hydrodynamics) 法の粒子によりモデル化し、ブレードをソリッド有限要素法によりモデル化し、高速衝突過程における動的変形を陽解法(現時間ステップの未知数を過去の値を含む既知数だけで表した代数式で求める計算法)によって解析します。図6は衝突解析結果を示しています。円筒形のゼラチンがブレード前縁部に衝突時に切断され、後方に飛散する過程を見ることができます。この図から衝撃後にブレードが示す動的変形の挙動もわかりますが、検証試験結果と比較したところ、変形の大きさや翼表面の歪みピーク値などについて解析結果が試験結果をよく再現できることがわかっています⁷⁾。

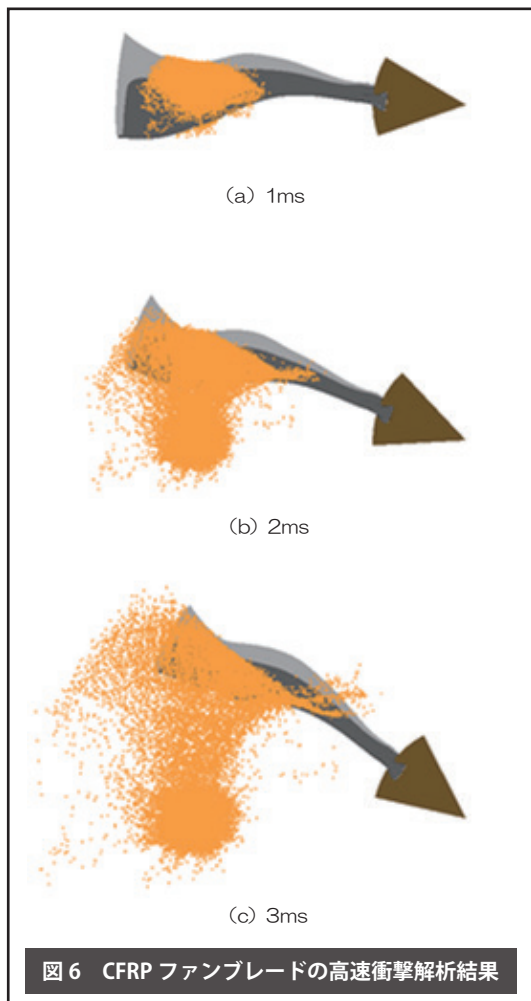


図6 CFRP ファンブレードの高速衝撃解析結果

最終的な技術実証試験として行った中空構造を有するCFRP製ブレードの高速衝撃試験について、高速衝撃解析を用いて有害な破損に至らない設計形状を見出し、図7のような供試体製作を行いました。実証試験の結果も良好で、中空CFRPファンブレードが超高バイパス比エンジンに適用すべき技術コンセプトとして有効であることを確認することができました。

5. 軽量吸音ライナ技術

吸音ライナは、ファンダクト内面に搭載されている多孔表面板付きのハニカムサンドイッチ材で、ファン騒音を低減する役割を果たします。高バイパス比エンジンでは、ファン直径の増大に伴って吸音ライナも大型化され、重量増の要因となります。aFJRプロジェクトでは、従来のアルミ合金製に替えて、大幅な軽量化が可能なハニカム構造の製造方法と

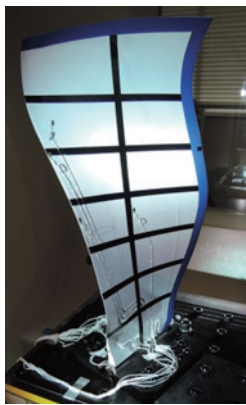


図7 中空 CFRP ファンブレード供試体

して樹脂成形を利用した吸音ライナの開発に取り組みました。

図8は予備的な試作および検証を経て選定した樹脂で製作したハニカムライナの供試体です。ファンダクト内壁に分割して設置できるよう、図のような円弧形状の供試体を複数個製作しました。アルミ製と同じ形状のものを樹脂で製作しただけでは実用化することはできませんので、強度や耐久性など吸音ライナとしての要求基準についても従来通りに満足する必要があります。こうした要求基準について確認するため、製作した樹脂製吸音ライナパネルから切り出した供試体による構造強度試験に加え、振動や吸水などの耐環境性に関する試験を行いました。音響性能については、垂直入射音響試験⁸⁾やフローダクト音響試験によって、基本特性として所定の吸音性能(騒音低減性能)を有することを先ず確認しました。その後、無響室内のファン試験機に搭載した音響試験(図3参照)により、アルミ製ライナと比べて同等以上の吸音性能を有していることを実証しました。

6. 軽量低圧タービン技術

高バイパス比化に伴ってファン回転に必要な駆動力も増加し、低圧タービンの高出力化のため段数の増加が必要になります。このような要求に対し、燃費向上効果を損なわないようにするため、低圧タービンの翼部は耐熱性向上と軽量化とを兼ね備えることが求められています。日本で開発されたセラミクス複合材(CMC)は、従来のNi合金などより優れた耐熱性を持ちつつ、比重は1/3以下という極

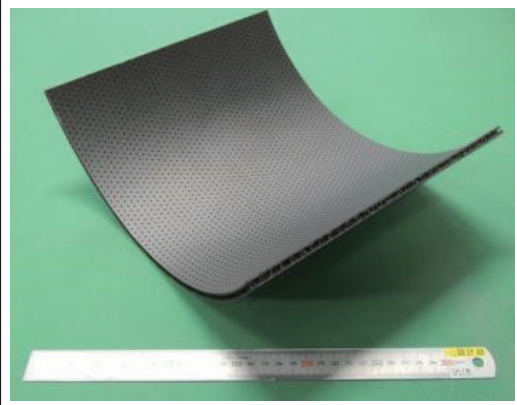


図8 樹脂製吸音ライナモデル

めて軽量な新素材です。aFJR プロジェクトでは、このような CMC を低圧タービン翼へ適用すべく、航空エンジンとして要求される過回転防止設計やフラッタ予測技術の開発を行いました。

航空機エンジンの耐空性審査要領では、低圧軸の破断など万一の異常事態が発生しても、過回転することなく低圧タービンを安全に停止させること、即ち過回転防止設計が要求されています。aFJR プロジェクトでは、回転する動翼を静翼と高速で干渉させて動翼を破壊することにより、空力トルクを短時間で抑制するという過回転防止機構を持たせた設計技術の研究開発を進めました。CMC 製の動翼はこれまでにない新しい技術ですので、高速衝撃力を受けた時にメタル翼と比べて破壊現象にどのような違いが生じるのかを把握した上で、その破壊特性をシミュレーションで予測可能として設計に反映させることが必要です。CMC 材の高速衝撃試験を予備的に実施し、シミュレーションに必要な基本的な材料モデリング法を検証したところ、図9のように破壊モードが試験結果とよく一致することを確認しました⁹⁾。このような検証結果をもとに動静翼の干渉方式を決定し、高速回転試験装置において CMC 動翼モデルとメタル製静翼モデルとを相互干渉させた試験を行い、所定の時間内に CMC 動翼が適切に破壊されることを実証することができました。

航空機エンジンの作動範囲内でフラッタが発生しないように設計することも、低圧タービンとして重要な要求事項です。aFJR プロジェクトでは、フラッ

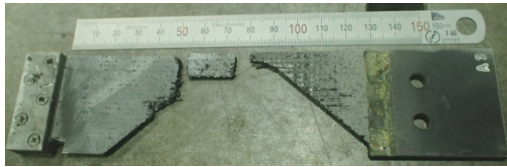
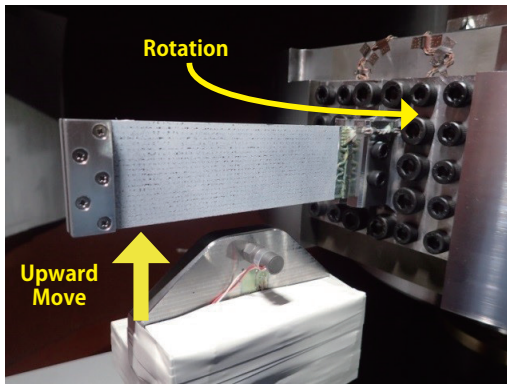


図9 過回転防止設計検証試験装置（上段）
および CMC タービン翼モデル
（中段：試験供試体、下段：解析モデル）

タの回避を設計段階で保証すべく CFD 解析による予測技術の開発・実証を進めました¹⁰⁾。図10は、フラッタ試験に用いた低圧タービン翼列の供試体です。これを JAXA にある高空性能試験設備(ATF)に設置し、排風機によって流量を徐々に増加させ、フラッタが発生する限界条件を把握します。フラッタの発生は、各翼に貼付された歪ゲージの信号計測により、振幅の急激な増加と翼間位相差がほぼ一定の値に収斂することにより確認することができます。一体構造の供試体により空力減衰のみのフラッタ発生限界を確認し、構造減衰機構を付加した供試体により空力減衰と構造減衰の両方がある場合のフラッタ発生限界を確認しました。いずれの場合も、解析結果は試験結果より僅かに安全側の予測結果となっており、aFJR の予測解析を設計に導入することによりフラッタ回避設計が可能となることを実証できました。

7. まとめ

JAXA の aFJR プロジェクトで実施したファンお

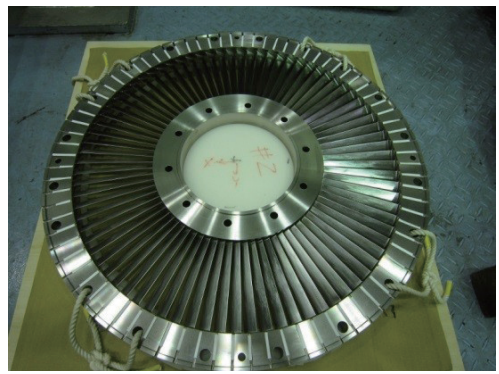


図10 フラッタ試験用タービン翼列モデル
（一体構造）

および低圧タービンの高効率軽量化技術に関する研究開発を紹介しました。

文部科学省は平成 26 年度に公開した「戦略的次世代航空機研究開発ビジョン」¹¹⁾において、「民間航空機国産化研究開発プログラム」および「大型試験設備の整備」を優先的に着手し、国際共同開発におけるシェア拡大に注力して産業基盤を確固たるものとするを当面の目標としています。aFJR プロジェクトは、この計画を JAXA として具現化したものです。

技術競争力を更に強化するためには、エンジンを使ってシステムレベルの実証を行うことも重要です。JAXA では防衛装備庁より民間転用の許可を得た F7 エンジン技術を技術実証エンジンとして導入し、国内でシステム実証を可能にする準備を進めています。

謝辞

本稿に記載の成果は、株式会社 IHI、東京大学、筑波大学大学院、金沢工業大学および東京理科大学と JAXA との共同研究によって得られたものです。関係の皆様には深い感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 日本航空宇宙工業会航空宇宙産業データベース。
- 2) 文部科学省航空科学技術委員会資料。
- 3) 国際航空運送協会 (IATA) , Airline Cost Management Group (ACMG) Report FY2013, Enhanced Version.
- 4) 西澤敏雄, JAXA における低燃費エンジン技術の研究開発, 日本ガスタービン学会誌, vol.43, No.3 (2015) .

- 5) 西澤敏雄, 他, aFJRプロジェクトにおける数値シミュレーション, 第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, JAXA-SP-16-007 (2016) .
- 6) 賀澤順一, 他, 境界層遷移を伴うファン動翼空力性能予測に関する研究, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集 (2017) .
- 7) 竹田智, 他, 航空エンジン用軽量ファンブレードの変形・損傷挙動に関する構造解析, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集 (2017) .
- 8) 赤見坂祐輔, 他, 垂直入射管を用いたアコースティックパネルの評価, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集 (2017) .
- 9) 余田拓矢, 他, CMC衝撃破壊特性のモデル化, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集 (2017) .
- 10) 賀澤順一, 他, 低圧タービン静翼列環状リグを用いた翼列フラッタ試験, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集 (2017) .
- 11) 文部科学省, 戦略的次世代航空機研究開発ビジョン, 平成26年8月 .