

航空環境技術の研究開発 (事後評価補足資料)

平成30年12月4日

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

目次

- 1 高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR) プロジェクト
- 2 航空環境に関する先進技術の研究開発
 - 2-1 グリーンエンジン技術
 - スーパーコアエンジン技術
 - エンジン騒音低減技術
 - 2-2 エコウイング技術
 - 高ひずみ軽量複合材構造設計技術
 - 空力/構造連携機体抵抗低減技術
- 3 今後の展望

1.高効率軽量ファン・タービン技術実証(aFJR)プロジェクト(1/2)

目的: エンジンのファンおよび低圧タービンの差別化技術の燃費低減性能を実証し、国内メーカーが次の国際共同開発において設計分担を狙えるレベルまで技術成熟度を高める。

目標: 次世代の超高バイパス比エンジンにおいて、最新開発エンジン(PW1100Gレベル)比でトータルの燃費低減(1%)に相当する目標として、ファン高効率化(1pt.)、ファン軽量化(0.9%)*、低圧タービン軽量化(9.1%)*を実現する差別化技術を獲得する。

成果:

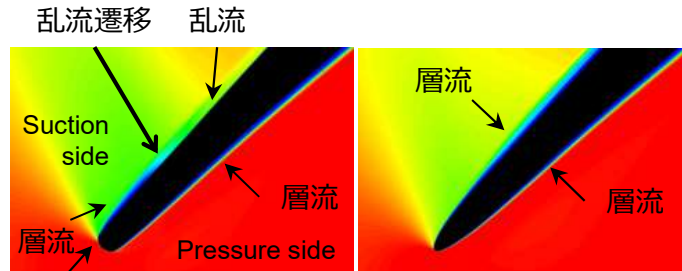
* 現行機エンジン (V2500) 重量比

○ 実証試験

- 技術コンセプトをそれぞれ搭載したファン・タービンを構成する供試体を設計製作し、詳細な性能実証データの取得により、プロジェクト目標の達成を確認した。

高効率ファン

ファン動翼前縁の曲率を工夫して層流域を拡大すること(層流翼設計)等で高効率化を達成した。実証試験では、動翼空力効率について世界トップレベルを目指した目標値を0.7pt上回る高効率化(1.7pt改善)を実証した。



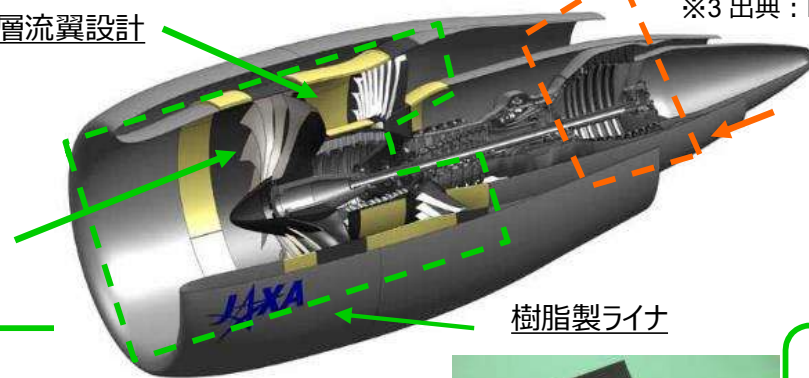
前縁 オリジナル翼 前縁形状を改良した翼
ファン動翼の層流翼設計

軽量タービン

タービン翼を世界的に実用例がなく、**耐熱合金よりも軽量で耐熱性の高いセラミックス基複合材(CMC)製**とすることで**9.1%の軽量化**を実現した。CMCタービン動翼に適した従来手法とは異なる過回転防止※2設計法(コンセプト)を考案し(特許出願済)、これを試験により実証した。

※2 低圧駆動軸が破断した場合に、回転翼部の衝撃破壊により過回転を防止
※3 出典：IHI技報, Vol.53, No.4 (2013), pp.34-37

中空CFRPブレードの耐衝撃性試験



CMCタービン翼※3



軽量ファン

世界で初めて炭素繊維強化プラスチック(CFRP)ブレードの中空構造化に成功し、**軽量化**を実現した(国際特許出願済)。実証試験では、実用化に必要な鳥吸込みなどの異物衝突※1に対する耐空性基準レベルをクリアした。

※1 中型鳥(2.5ポンド)相当の異物を離陸速度相当で打込む試験

軽量吸音ライナ

既存のアルミ製に代わり、**世界で初めて樹脂製の吸音ライナの成形**に成功し、**軽量化**を実現した(国際特許出願済)。実証試験では、アルミ製ライナに対する重量低減効果と強度の両立を示すとともに、ファン騒音の音圧低下量がより大きいことを実証した。

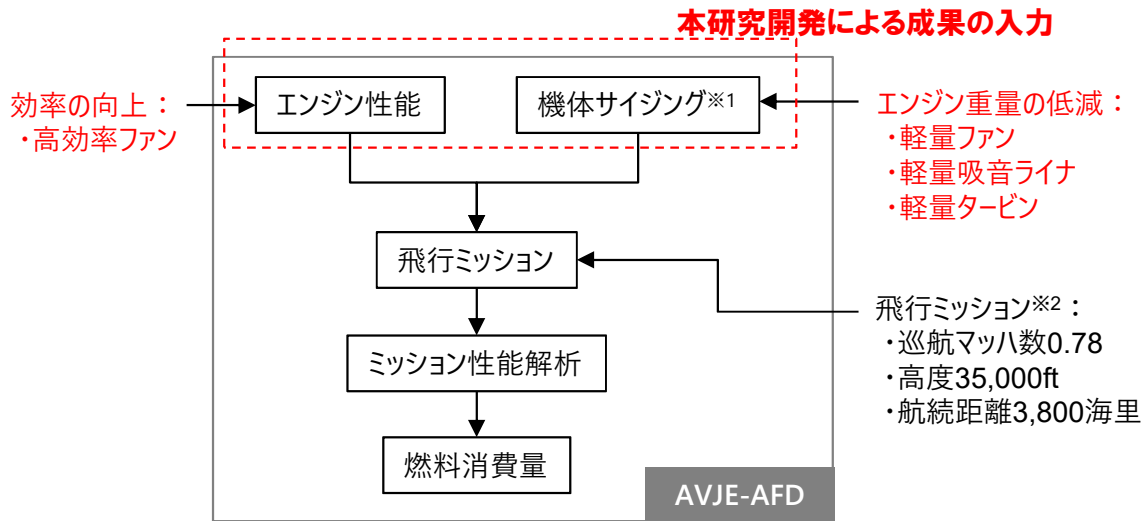
1.高効率軽量ファン・タービン技術実証(aFJR)プロジェクト(2/2)

○ エンジンシステム評価

- 実証試験で得られた成果をとりまとめ、飛行ミッションに対する燃費低減効果を評価した。このために、燃料消費量を評価するツール(AVJE-AFD: Advanced Virtual Jet Engine-Airframe and Flight Designer)を開発した。
- aFJRプロジェクトで得られた成果により、海外の最新開発エンジンの燃料消費量と比較して更に1.7%の燃費低減効果を確認した(現行エンジン(V2500)と比較した場合には16.7%低減)。

評価ツール(AVJE-AFD)での解析の流れ

評価ツールによって、機体の諸元及び飛行ミッションから、燃料消費量を推定することが可能に。

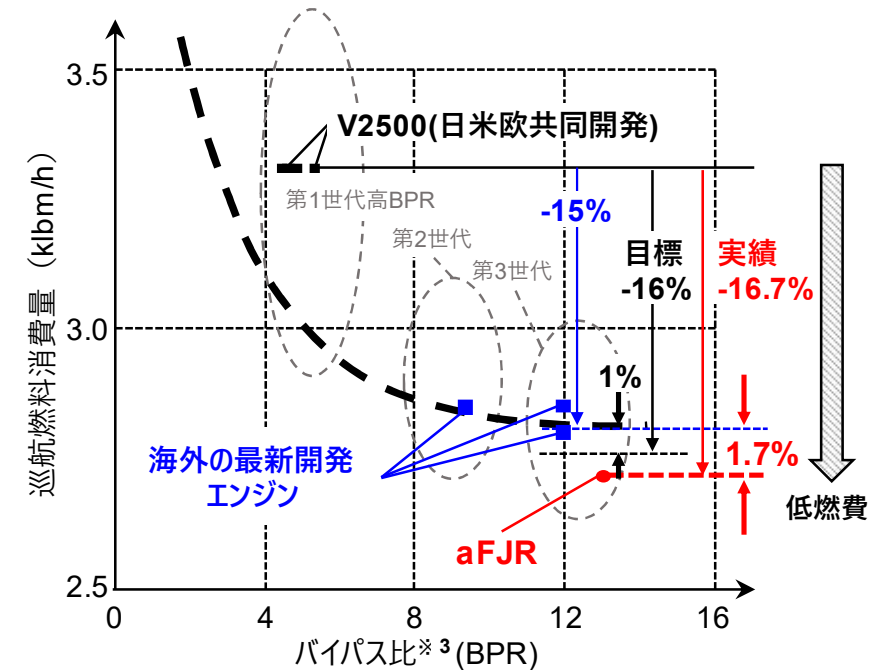


※1 本研究開発が対象とする機体規模(100~150席級)から、本研究開発の成果により低減されるエンジン重量を除き、A319の諸元値を設定

※2 仮定した機体により想定される代表的なフライトとして想定

燃料消費量に関するベンチマーク

海外の最新開発エンジン(青プロット)や技術トレンド(黒点線)から更に1.7%の燃費低減効果を確認。



※3 ファンのみを通る空気流量と燃焼室空気流量の比で、大きいほど低燃費

2.航空環境に関する先進技術の研究開発(1/4)

2-1. グリーンエンジン技術(1/2)

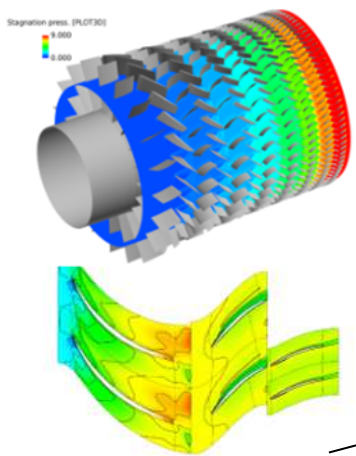
目的: 次世代超高バイパス比エンジン/次世代国産旅客機における燃料消費低減、排出物低減等の環境性能に訴求する性能要素における優位技術を獲得する。

目標: 次世代の超高バイパス比エンジンについて、環境基準を満足しつつ現行エンジン(V2500)比で燃料消費16%削減(海外の最新開発エンジン(PW1100Gレベル)比で1%削減に相当)を実現するため、圧縮機の圧力比20以上、燃焼器の窒素酸化物排出低減(平成24年当時の国際基準比で-75%)、タービンの入口温度1600°C、騒音1dB低減等を実現する差別化技術を獲得する。

成果:

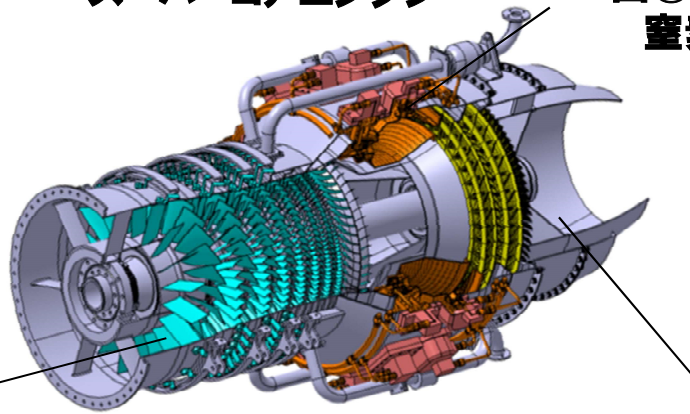
○ スーパーコアエンジン技術

- スーパーコアエンジン全体の概念設計を行い、現行エンジン(V2500)比で燃料消費16%削減を達成できる見込みを得た。
- 翼型、流路等の三次元形状を設計した高負荷圧縮機について、CFD解析を用いて圧力比20以上の性能が得られていることを確認した。(図①)
- リーンバーン(希薄予混合)燃焼器を適用し燃焼器内の温度分布を均一にすることで、実圧環境の燃焼試験で ICAOの排出規制値より85%低減できることを実証した。(図②)
- 冷却構造の効率を向上した超高温タービンについて、伝熱試験を行い入口温度1600°Cを達成する冷却構造の冷却効率向上、ニッケル基単結晶材の寿命評価等を行い、タービン入口温度1600°Cでの適切な作動に目途をつけた。



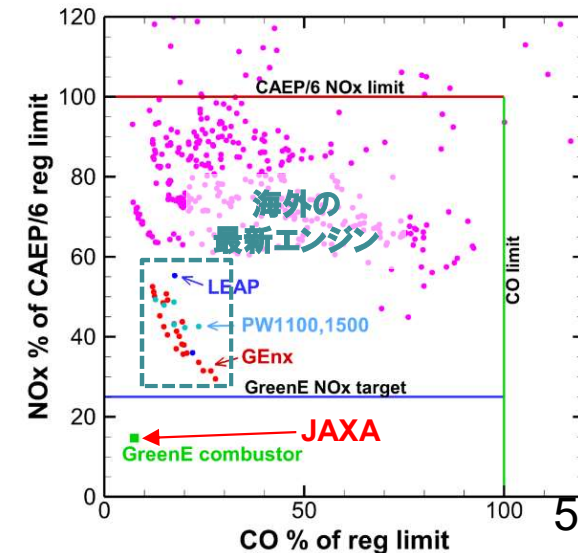
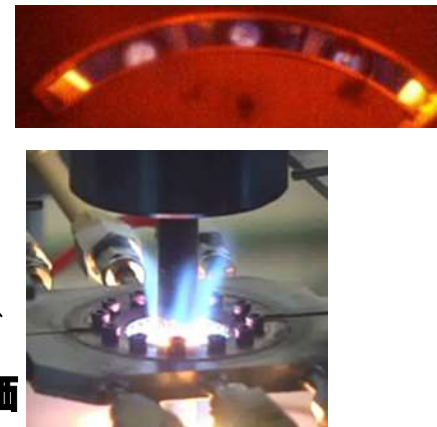
図① 高負荷圧縮機のCFD解析

スーパーコアエンジン



図③ 超高温タービン材料評価

図② 超高温低NOx燃焼器の窒素酸化物低減効果実証

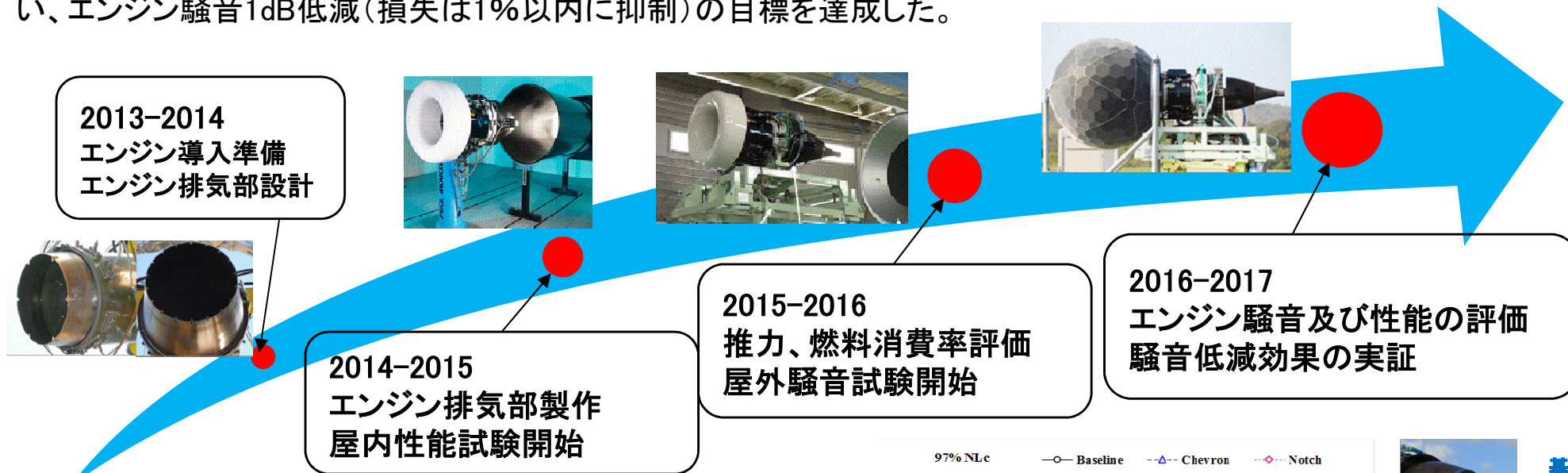


2.航空環境に関する先進技術の研究開発(2/4)

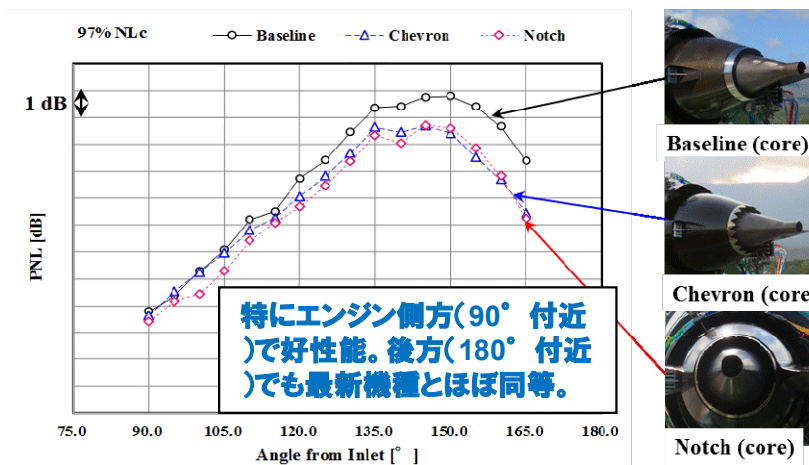
2-1. グリーンエンジン技術(2/2)

○ エンジン騒音低減技術

小型ターボファンエンジンにミキサノズルを適用した騒音低減技術について、エンジン騒音及びエンジン性能の実証試験を行い、エンジン騒音1dB低減(損失は1%以内に抑制)の目標を達成した。



エンジン騒音評価試験



エンジン騒音の低減

文献: ASME-GT2013-94388, IGTC-2015-188, ISABE-2017-22545, ASME-GT2018-76713, AIAA 2018-3611 他

2.航空環境に関する先進技術の研究開発(3/4)

2-2. エコウィング技術(1/2)

目的: 将来航空機に適用し、優位な環境性能を実現するための要素技術開発及びそのシステム検証を進めることで国内航空産業の競争力強化に貢献する。

目標: 主翼に着目して抵抗低減技術(目標:揚抗比7%向上)、軽量複合材構造技術(目標:金属構造比20%軽量化)を開発し、金属構造の従来機と比較して15%の燃料消費量削減を実現する技術に見通しを得る。

成果:

○ 高ひずみ軽量複合材構造設計技術

下記A、Bにより板厚最適化と許容応力向上が図られることで、従来金属構造比で主翼の重量を20.2%低減することを可能とする技術に見通しが得られた。

(従来複合材適用で10%軽量化、プラスA,Bの両者で20.2%軽量化【 $1-0.9 \times (1-0.06-0.053)=0.202$ 】)

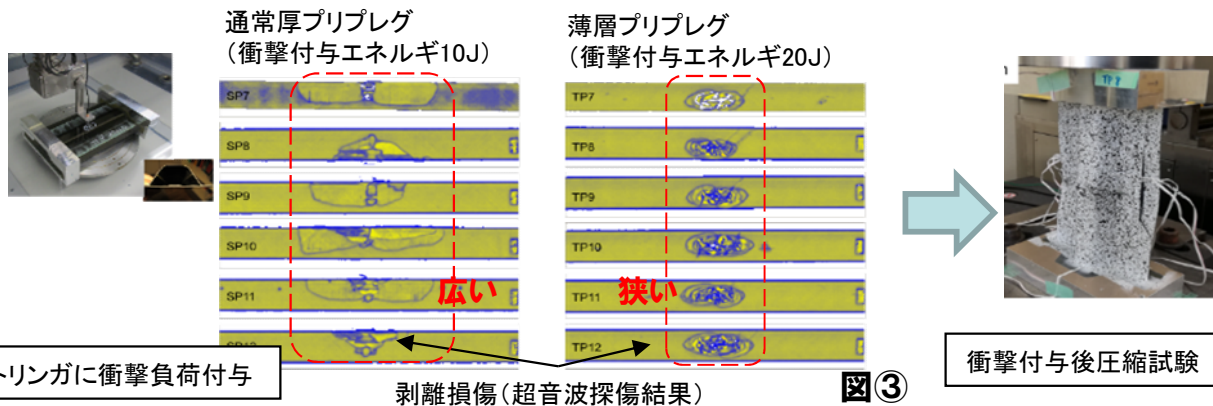
- A) 通常(約120 μ m厚)の1/3程度の厚さのプリプレグを開発した。ストリンガーパネルで衝撃付与後残留強度が従来複合材よりも5%向上した。また、板厚変化部の破壊予測技術を構築した。両者を考慮した主翼試設計により従来複合材構造比6%軽量化を達成した。(図③)
- B) スキン座屈による補強材剥がれを抑制する座屈許容設計の妥当性を補強パネル試験と解析で確認した。これによる許容応力向上は従来複合材構造比5.3%軽量化に相当する。(図①)
- C) 複合材を最大限活用する超軽量構造の構造健全性を保証するモニタリング技術として、光ファイバ分布ひずみ計測システムの飛行試験を実施し、性能を実証した。(図②)



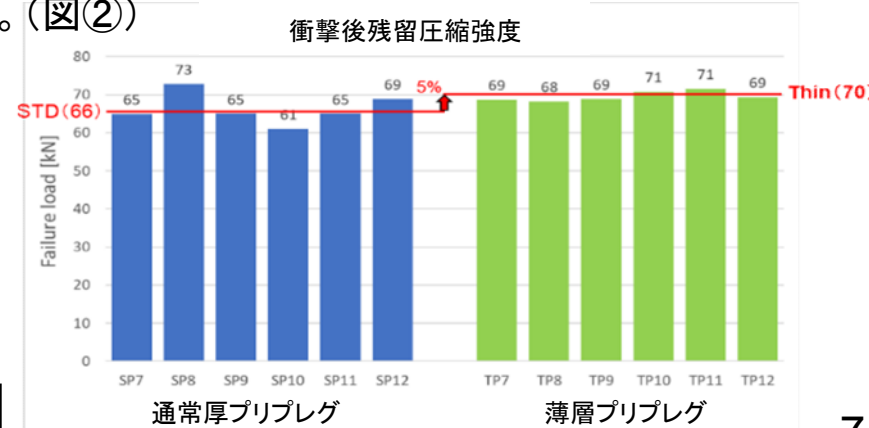
図①



図②



図③



2.航空環境に関する先進技術の研究開発(4/4)

2-2. エコウィング技術(2/2)

○空力/構造連携機体抵抗低減技術

高アスペクト比化、揚力分布最適化、層流翼適用で巡行時燃費6.3%低減(揚抗比8.8%向上相当)を確認し、目標である15%の燃料消費量削減の達成に必要な技術に見通しを得た。また、更なる低減が可能となるリブレット技術の有効性を実証した。

(1)抵抗低減技術と空力構造統合設計技術

- A) 空力構造統合設計手法により最適アスペクト比を設定するとともに、揚力分布最適化、層流翼技術の適用等によりベースライン機に対して6%強の燃料消費量削減効果を数値解析により確認した。(図①、②)
- B) 上記に必要なツール開発として、主翼構造重量を推算する構造サイジングツールを高度化し(自動メッシュ生成機能、構造部位毎の最適設計分割実行管理機能)、設計時間を大幅に短縮した(1週間以上→1日)。
- C) 層流化による粘性抵抗低減に加え、圧力抵抗も低減し得る翼設計コンセプトを創出し、3件の特許を出願した。

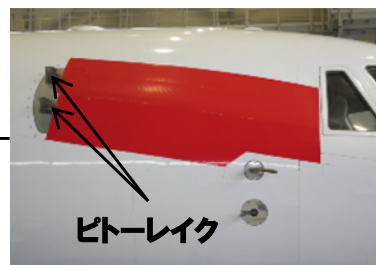
(2)リブレット技術

- A) 実験用航空機「飛翔」の胴体の一部に独自開発の航空機用塗料によるリブレットを施工し、飛行環境下における境界層速度分布の計測※により独自開発リブレットが飛行環境下で有効であることを実証した。(図③)

図③

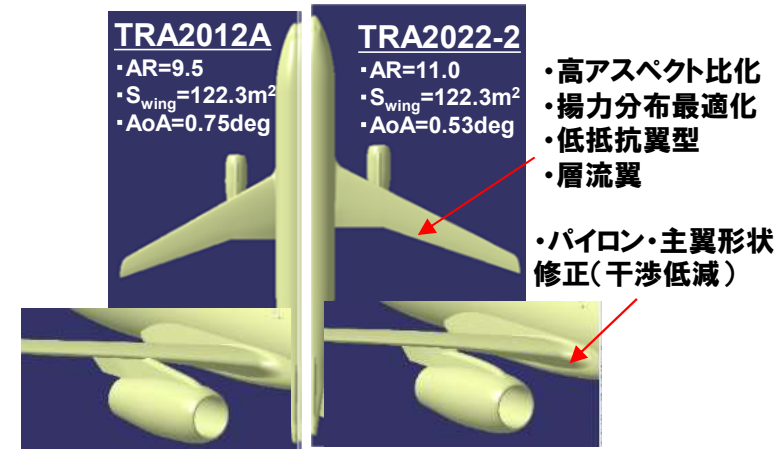


実験用航空機「飛翔」を用いたリブレット飛行実証試験



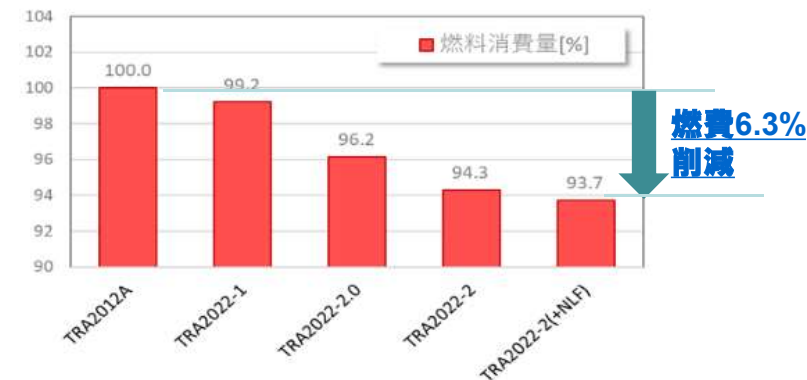
塗料型リブレット

機体形状比較



図①

TRA2012Aに対する燃料比[%]



図②

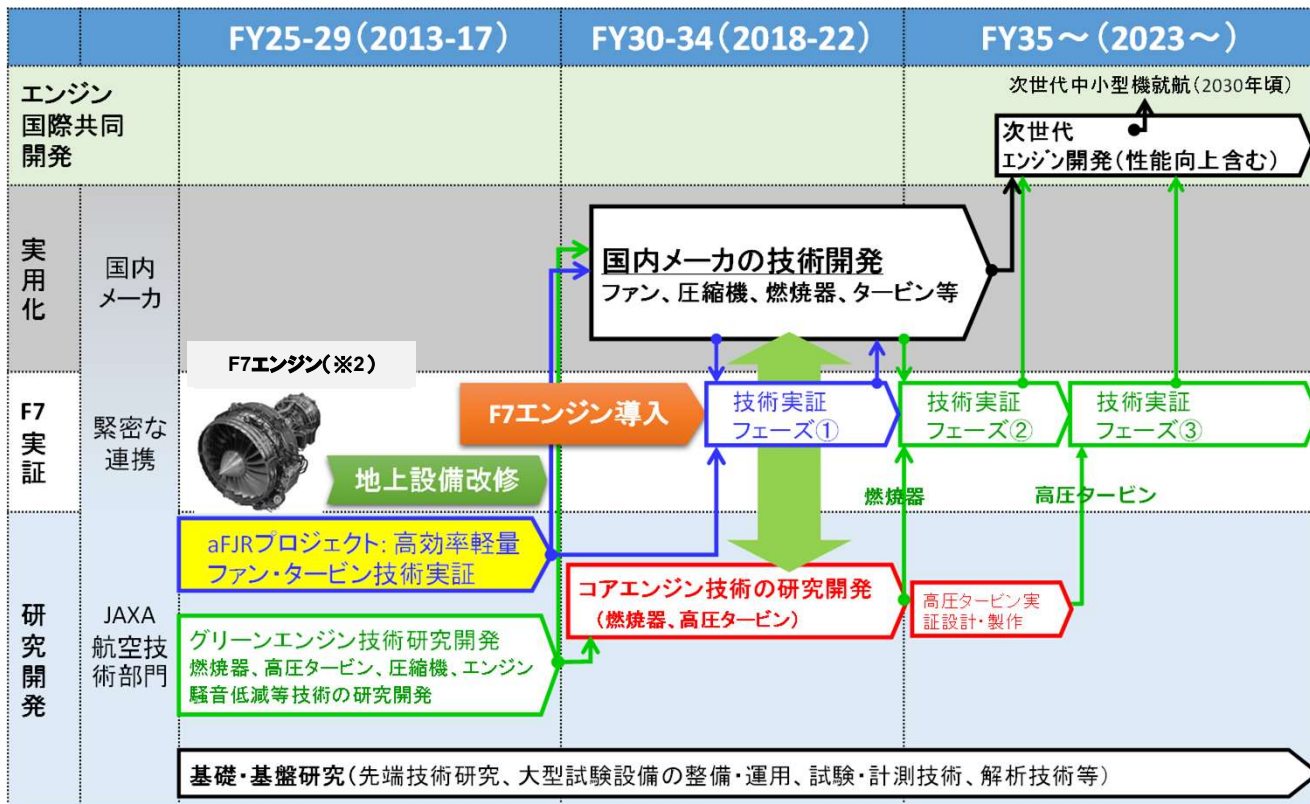
※リブレット領域の下流側の端にピトーレイク(集合型ピトー管)を設置することで計測

今後の展望(1/2)

高効率軽量ファン・タービン技術実証(aFJR)プロジェクト

高効率軽量ファンと軽量タービン技術については国内メーカーの実用化検討に用いられる成果を完成した。軽量吸音ライナ技術については、平成31(2019)年度に納入が予定されている防衛省のF7エンジンをを用いた実証試験により技術成熟度を高め、技術移転を行う予定。

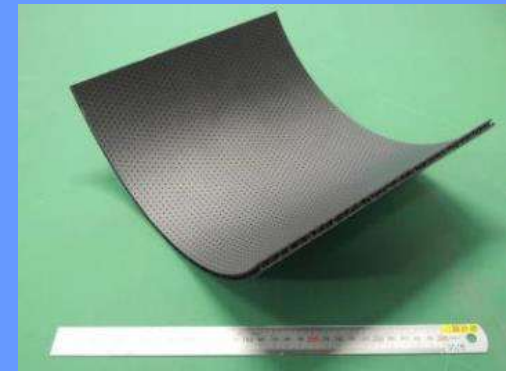
研究開発ロードマップ(※1)



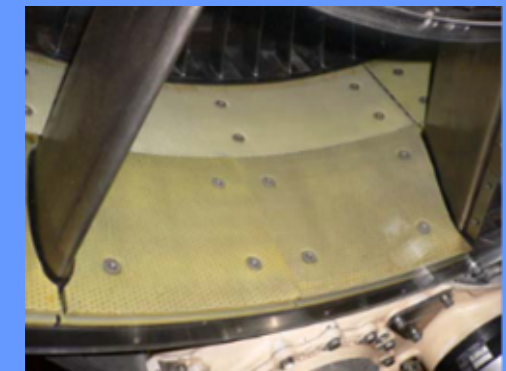
※1 文部科学省航空科学技術委員会資料(H29.6.14)より

※2 出典: 防衛装備庁プレスリリース(H28.12.14)より。

F7搭載実証試験(軽量吸音ライナ)



aFJR樹脂製吸音パネル設計製作



ファンダクト部搭載(イメージ)

今後の展望(2/2)

航空環境に関する先進技術の研究開発

● グリーンエンジン

- スーパーコアエンジン技術(超高温NOx燃焼器、超高温タービン)については、国内メーカーと連携して実用化を目指す「コアエンジン技術の研究開発」として、航空科学技術委員会でも事前評価を実施頂き、本年度より取組みを開始したところ。
- エンジン騒音低減技術、スーパーコアエンジン技術(高負荷圧縮機技術)等については、国内メーカーと連携して、設計・解析技術の高度化を目指す予定。

● エコウイング

- 高ひずみ軽量複合材構造設計技術については、薄層CFRPを対象に国内メーカーと連携して効果的な適用方法を明らかにし、実用化を目指す予定。
- 空力／構造連携機体抵抗低減技術については、層流翼技術及びリブレット技術を対象に国内メーカーと連携して実機実装を想定した課題解決のための技術実証等を行い、実用化を目指す予定。

フクロウ FQUROH プロジェクトの進捗について



平成30年12月4日
国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
航空技術部門

Flight Demonstration of Quiet Technology to Reduce Noise from High-lift Configurations

■ 目的:

空港周辺地域の騒音低減のボトルネックとなっている機体騒音に対する低騒音化技術を、将来の旅客機開発ならびに装備品開発に適用可能な段階にまで成熟度を高める。

■ 目標:

旅客機の機体騒音の主音源である高揚力装置と降着装置それぞれに対する低騒音化技術を実機に適用し、飛行試験により低騒音化の効果があることを実証することにより、実用化に必要な設計技術を獲得する。

■ これまでの成果:

- 2016年9月に「飛翔」を用いた最初の飛行実証(予備実証)試験を実施。目的とした初期段階の低騒音化技術の検証及び実証試験プロセスの確立を達成。
- 2017年9月に2回目の飛行実証試験を実施。フラップおよび主脚において設計の狙い通り3dB(A)以上の低騒音化を得るとともに、詳細に設計技術を検証できる良質な計測データを得た。



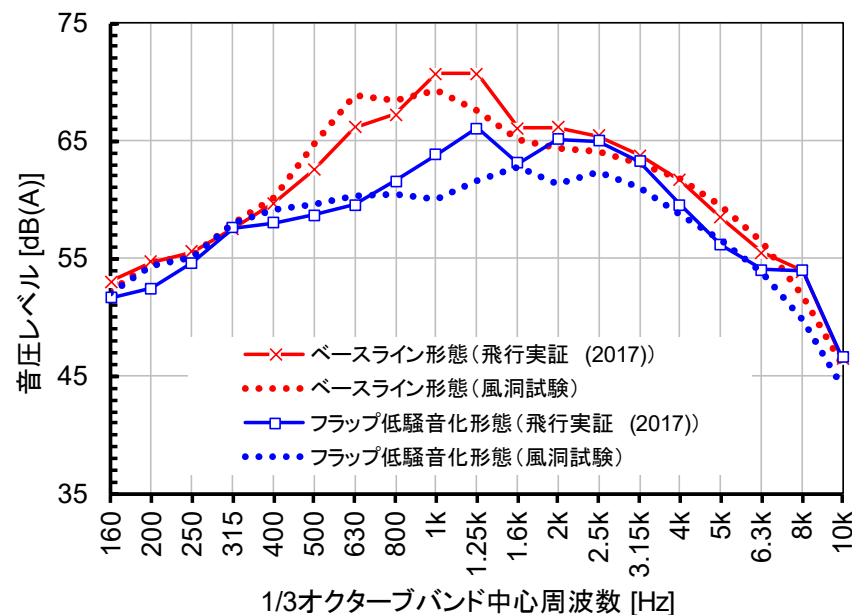
- 飛行試験データと設計(風洞試験)データとの比較から、設計データが騒音特性を非常に良く予測していることを確認、設計方法の正しさを示した(下図)。
- 2017年の飛行実証の成果を日本航空宇宙学会(4月)、米国航空宇宙学会(6月)にて報告。NASAの同様の活動と並び、今後の航空機低騒音化を期待させる成果として注目された。



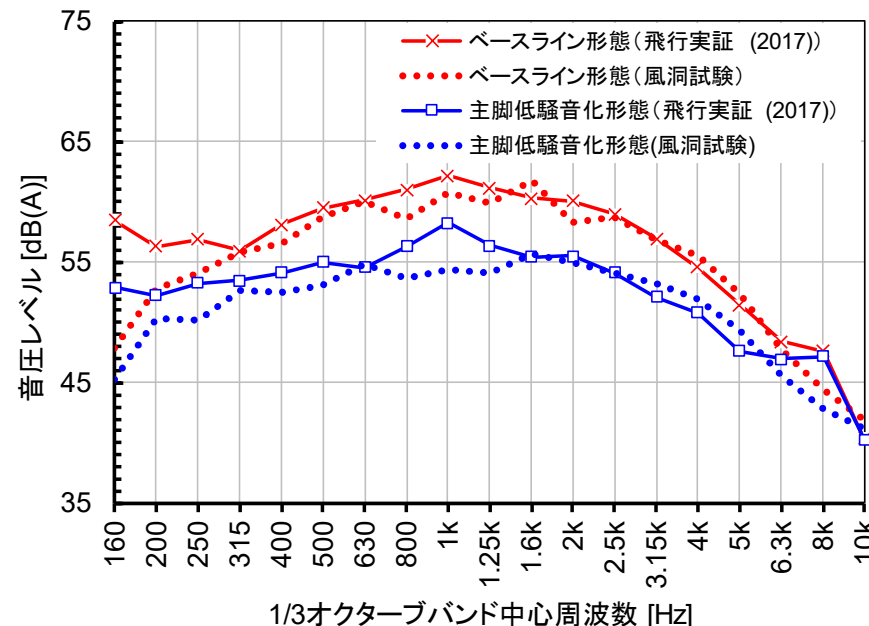
フラップ展開形態



脚展開形態



フラップ騒音: 18%スケール設計データ vs 実機データ



主脚騒音: 実スケール主脚単体設計データ vs 実機データ

- 計測点直上通過時の1/3オクターブバンド騒音スペクトルに関して、設計時の風洞試験結果(設計データ)を飛行試験結果と比較。
- 全データは基準試験飛行条件(高度 200ft (61m)、大気速度 140kt (72m/s)) に補正。
- 一部差異は現れているが、設計データが実機の騒音スペクトルの傾向とレベルを非常に良く予測している。

- 現在、実機データと設計データの差異を詳細に分析し、その原因になり得るスケール効果や主脚の搭載効果を明らかにするための技術検証作業を進めている。並行して、これまで確立してきた技術を基に、旅客機(MRJ)を用いる飛行実証に向けて低騒音化設計を進めているところ。
- 他方、旅客機(MRJ)を用いる飛行実証に関しては、MRJ事業の進捗も踏まえた対応を行う必要があるため、現在、JAXAにおいてFQUROHプロジェクトの全体計画の見直し検討を行っている。
- JAXAでの検討が終了次第、見直した計画について、航空科学技術委員会において報告を行う予定。