

【中間評価補足資料】 コアエンジン技術の研究開発について

2019年6月24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

事前評価資料の具体化及び更新

- ◆ 航空エンジン産業の動向
- ◆ JAXAにおけるコアエンジン技術の研究開発の概要
- ◆ 課題概要 1 超低NOxリーンバーン燃焼器
- ◆ 課題概要 2 高温高効率タービン
- ◆ 研究計画スケジュール
- ◆ 実施体制

研究開発の進捗状況

- ◆ 進捗状況 1 超低NOxリーンバーン燃焼器
- ◆ 進捗状況 2 高温高効率タービン
- ◆ その他の進捗状況
- ◆ まとめ

■ 産業動向に大きな変化はない

【エンジンメーカーのシェア】

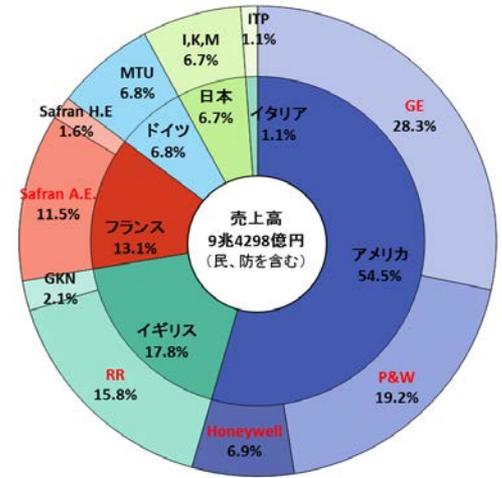
■ 国内エンジンメーカー(IHI, KHI, MHI)の合計シェアは**6.7%**。

【我が国メーカーの開発分担の獲得状況】

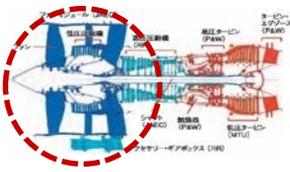
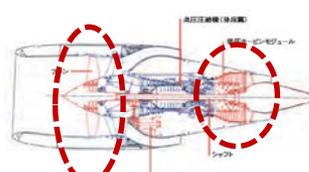
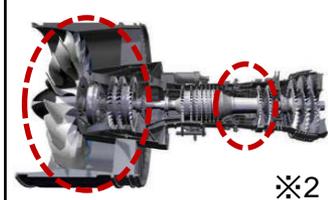
■ 海外OEM(オリジナルエンジンメーカー)のリスク・シェアリング・パートナー(RSP)、サブコン等として、国際的にも一定の役割/存在感を示している現状。**プログラム参画シェアに変化なし。**

■ JAXAを中核に進めたFJRエンジンプロジェクト(1970~80年代)が、国内エンジンメーカーのV2500エンジン国際共同開発への参画に繋がり、海外OEMエンジン開発において低圧部(ファン、低圧圧縮機・タービン等)分担の獲得へと繋がっている。

■ 他方、エンジンの心臓部であるコアエンジン(高圧部(燃焼器、高圧タービン等))には、開発・設計レベルでの分担に至っておらず高圧部を開発段階から分担することが、我が国航空エンジン産業の大きな飛躍に繋がる。



世界の主要エンジン・メーカーの航空エンジン売上高・シェア (2017年)
 ((一財) 日本航空機エンジン協会資料より引用)

エンジン	V2500	CF34	GEEx	Trent1000	PW1100G-JM
イメージ					
国内企業担当部位の変遷	主にファンを担当	ファンに加え、低圧タービンモジュールを初担当	低圧タービンに加え、燃焼器パーツを初担当	低圧タービンに加え、燃焼器モジュール、圧縮機モジュールを初担当	ファン、燃焼器を担当
シェア	23%	30%	15%	15%	23%

※1 日本航空機エンジン協会事業概要パンフレット2005年版より引用、 ※2 IHI技報 Vol. 53, No. 4 (2013) より引用

■ ミッション目標及び技術目標をパートナー企業と合意の上、設定

【ミッション目標】

想定する次世代エンジン*1条件で、燃焼器、タービンについて、以下の目標を達成することにより、国際競争力のある技術を獲得する。(いずれも達成時期は2024年3月まで)

技術目標

- 燃焼器については、実エンジン適用のために必要な機能(燃焼安定性、燃料ノズルコーキング防止、過渡応答性能)を備えた上で、想定エンジンの離着陸サイクル(LTO)条件での環状燃焼器試験等で**世界で最も少ないNOx※1排出量(*2)**を実証することにより、「超低NOxリーンバーン燃焼器」技術を獲得する。
- タービンについては、**CMC※2静翼の実使用温度(*2)での健全性(耐熱性)**と、**CMC静翼とメタル動翼の組み合わせによる空力性能(断熱効率)(*2)が現行最高性能に匹敵すること**を実証することにより、「高温高効率タービン」技術を獲得する。

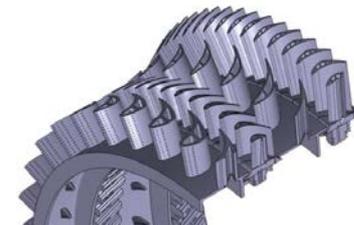
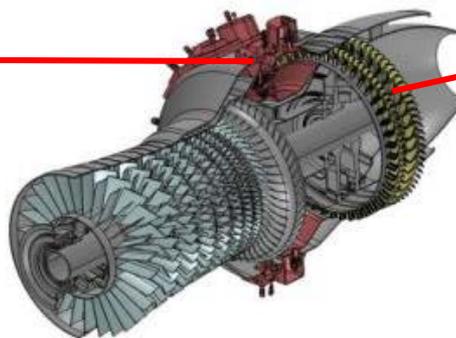
*1: 2030年代に就航が想定されている推力30000lbf(約15トン)級の次世代航空機用エンジン

*2: **いずれもパートナー企業と合意の上、数値目標を設定**

超低NOxリーンバーン燃焼器

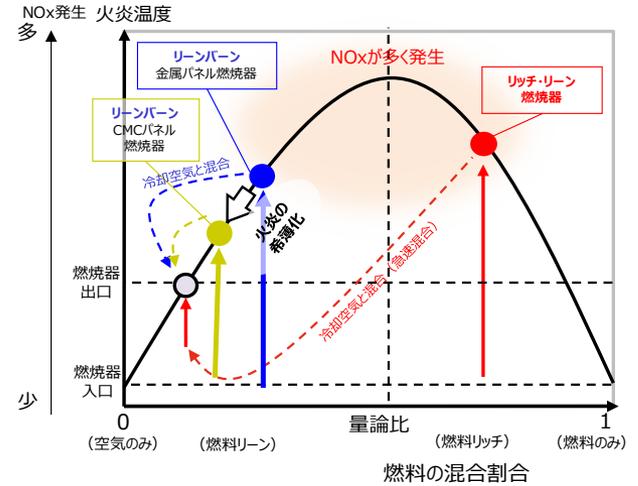


高温高効率タービン

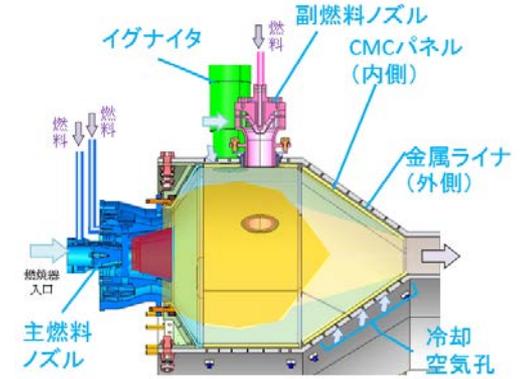


■ 「主要課題」を具体化。当初計画よりも多項目の要素技術を考慮し、更に実証度を高めた形で環状燃焼器試験を行う計画へと更新

- ①高温高压低NOx技術、②燃焼振動抑制レゾネータ技術
従来型燃焼方式(リッチ・リーン)では、NOx排出量は下げ止まり。リーンバーン(希薄予混合)燃焼により局所高温域をなくすことでNOxの抜本的な低減を図ると同時にリーンバーンに起因する燃焼振動を抑制するレゾネータ技術を開発し、環状燃焼器により両技術の実証試験を実施する。
- ③燃料ノズル燃料流路断熱・冷却技術
リーンバーン採用により生じやすくなる燃料ノズル内のコーキング(高温により燃料が炭化して流路を閉塞)を防止するため、燃料流路の断熱と別系統燃料の迂回による冷却を行う技術を開発する。
- ④燃焼器過渡応答技術
リーンバーンは不安定になりやすいため、エンジンの急加減速において安定燃焼を実現するための燃焼制御技術等を開発する。
- ⑤CMC燃焼器冷却・構造技術、⑥CMCパネル耐環境コーティング技術
更なる低NOx化のためには、より多くの燃焼用空気が必要。燃焼器壁面の冷却空気量を減らし、燃焼用空気を増やすため、燃焼器ライナに耐熱性の高いCMCを採用し、CMCライナの構造・冷却設計技術、耐酸化コーティング技術を開発する。



リーンバーンによる低NOx化



リーンバーン燃焼器の概要

上記のうち、③～⑥の4技術は、当初計画では、要素燃焼器試験等で個別に実証する計画としていた。その後、パートナー企業と協議の上、より実証度を向上させるため、4技術の要素実証結果を踏まえた設計情報(形状や空気流量配分等)を環状燃焼器の設計に取り入れ、①、②と併せて実証試験を行う計画へと更新した。

■ 主要課題を具体化。耐熱複合材料(CMC)の適用について、当初計画よりも更に実証度を高めた実証試験を含む計画へと更新

① CMC静翼設計技術

- より耐熱性の高いCMC材料を静翼に採用して、冷却空気による損失を減らす。
- 空力損失を低減する三次元形状、フィルム孔形状をCMC静翼で実現する。

CMC静翼健全性実証

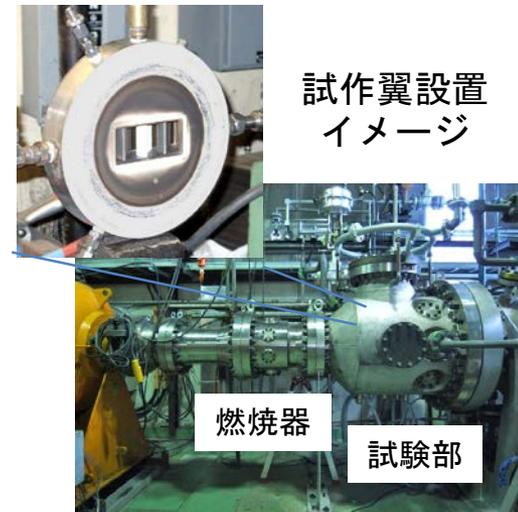
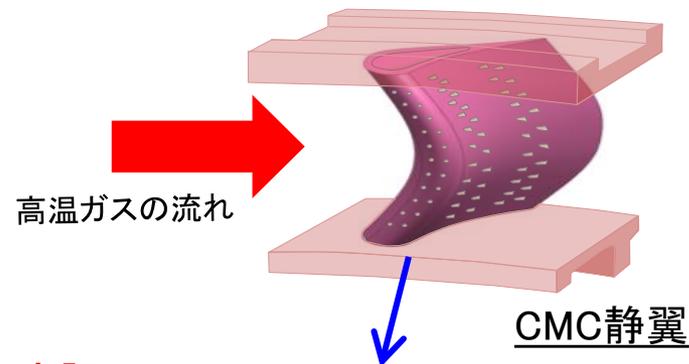
CMC試作翼の健全性を実機相当の高温高圧ガス流試験で実証。CMCは高圧タービンブレードへの使用実績がないこと等から、強度や加工性に加え健全性(耐久性)までを考慮した技術実証を行い、より実証度が高く競争力のあるCMC適用技術を獲得する計画へ更新。

※赤字が計画更新箇所

② 高効率メタル動翼技術

- 空力損失の発生源を改善する三次元形状の適用。
- フィルム冷却性能、内部冷却性能の改善により冷却空気による損失を減らす。

両技術に基づき高温高効率タービンの設計を行い、回転タービン試験により実機と相似な条件で空力性能(断熱効率)向上を実証する。

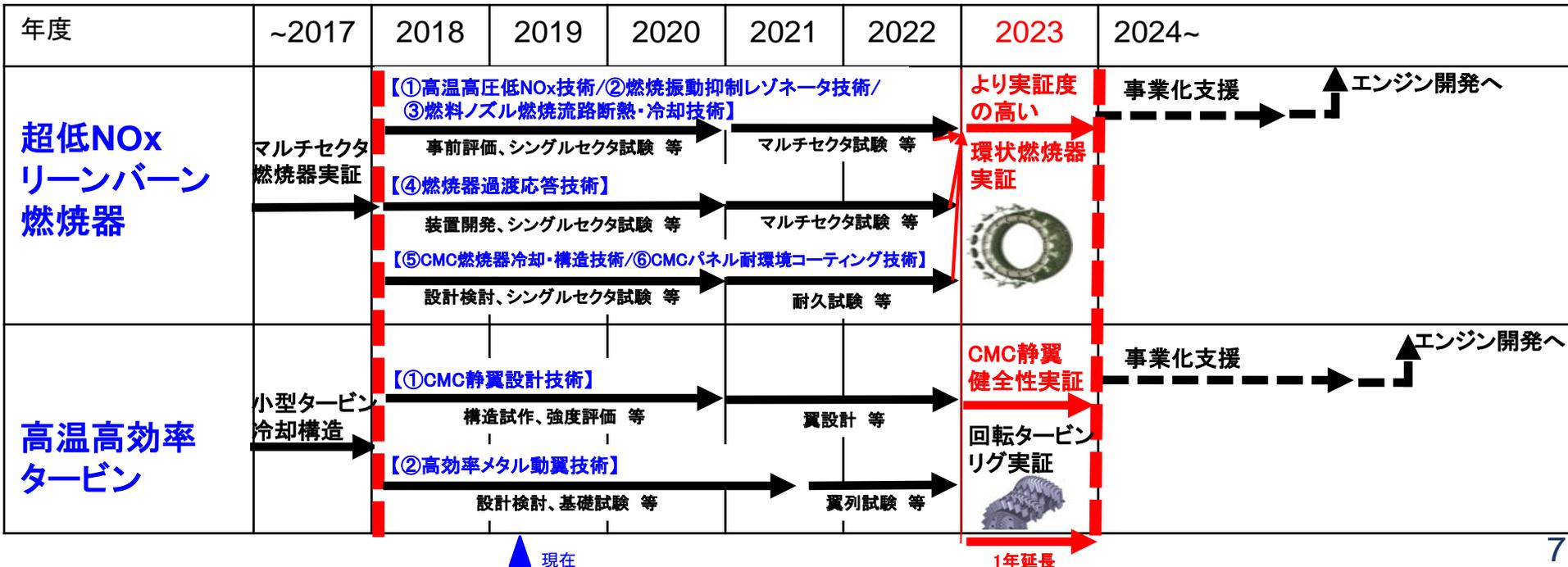


高効率メタル動翼

高温高圧ガス流試験

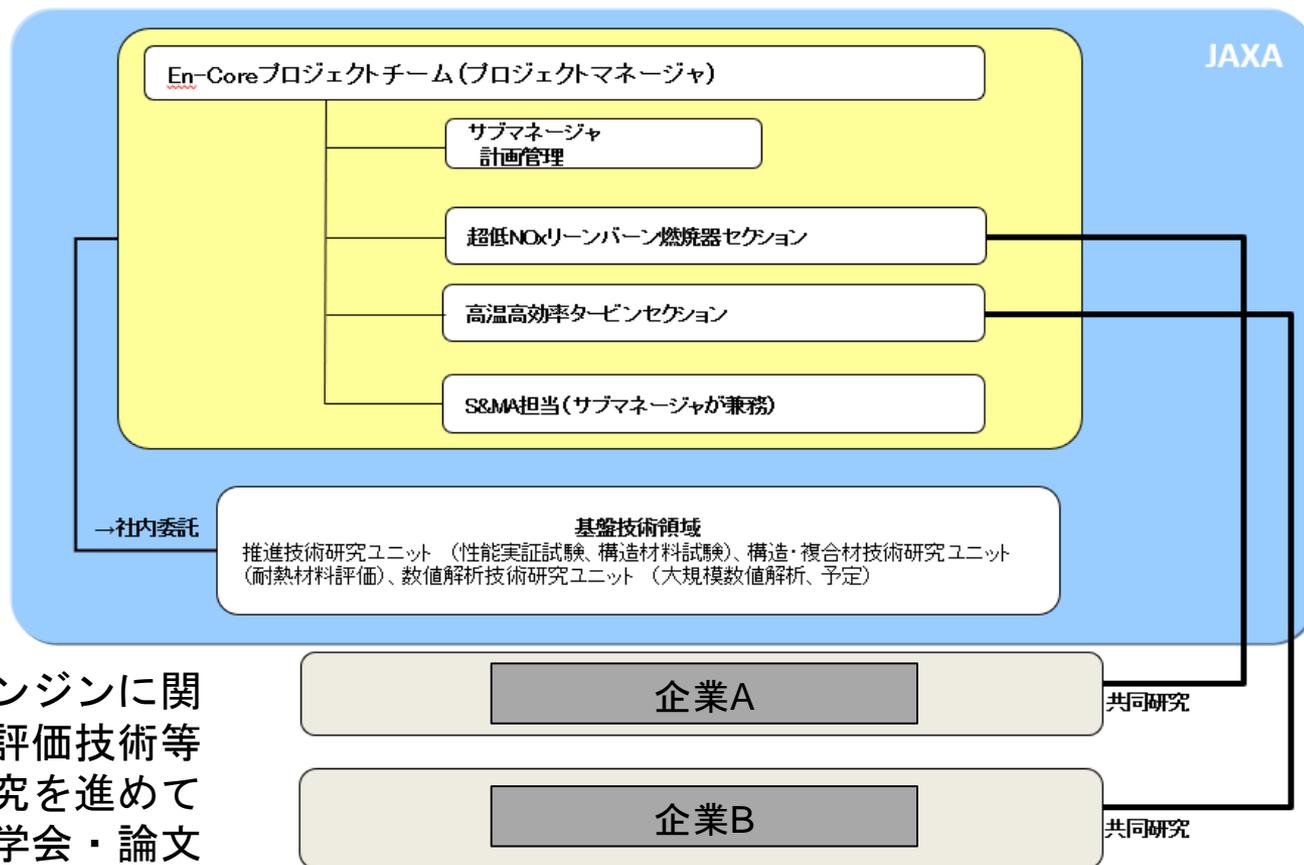
■ 国際競争力強化に資する、より実証度を高めた技術を橋渡しするため、パートナー企業との合意の下、当初より1年延長

- 事前評価時から研究開発スケジュールを詳細化するとともに、より実証度を高めた技術実証を6年目に行うスケジュールへ変更。燃焼器は、要素実証結果を踏まえた設計情報(形状や空気流量配分等)を環状燃焼器の設計に取り入れ実証試験を行う。タービンは、実機相当の高温高压ガス流試験を追加し、CMC試作翼の健全性を実証する。
- 本変更は、国として実施すべき研究開発の具体化に伴い、パートナー企業とも合意の上で実施するものであり、最終的な技術移転先による実用化時期は変更せず対応できることを確認済み。
- 本研究計画終了時には、パートナー企業に成果を移転し、JAXAは企業による事業化(海外メーカーへの技術提案、TRL向上等)の支援を行う。



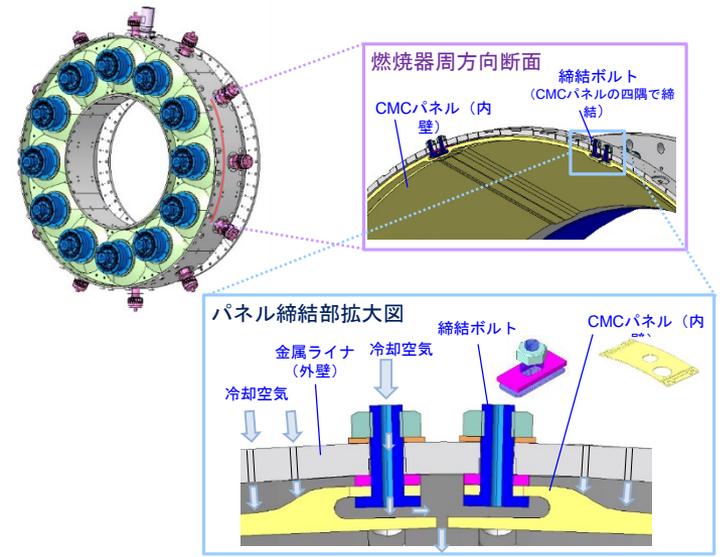
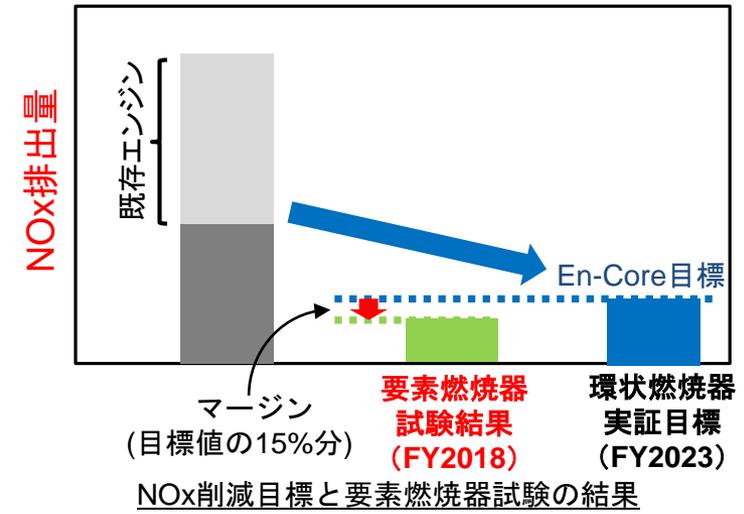
■ 実用化を担うパートナー企業との共同研究など、プロジェクト成果の効率的な展開を図る体制を構築

- 研究リソースを重点化して投じる体制として、本プロジェクトチームに延べ18名を配置。(2019.5月時点)
- うち1名はメーカー経験者、2名の若手研究員を新規に配属。(事前評価時の留意点「若手研究者の育成を始め、高度な専門的知識と技術センスを持った航空人材の育成、人的基盤の強化を図ること」への対応)。
- 大学との連携は、コアエンジンに関連する物理現象の解析・評価技術等の基盤技術分野で共同研究を進めており、今後、研究成果の学会・論文発表等と併せて、本プロジェクトへの有効活用の検討も進める。



■ 計画通り、燃焼試験等を行い、NOx低減や各要素技術の実現性が十分であることを確認

- 高温高圧低NOx技術(①)に関して、次世代エンジンを想定した高温高圧条件において、金属ライナでの要素燃焼器(シングルセクタ燃焼器)試験を実施し、NOx排出が環状燃焼器での最終目標に対して十分なマージンをもつことを確認した。
- 燃焼振動抑制レゾネータ技術(②)に関して、燃焼器試験で圧力変動の周波数特性を取得し、燃焼振動抑制装置(ヘルムホルツ型レゾネータ)の設計を完了し、燃焼試験で性能評価を行う準備が整った。
- 燃料ノズル燃料流路断熱・冷却技術(③)に関して、燃料ノズルコーキング防止技術として熱防御構造をもつ燃料ノズルの設計を進め、本構造が実現可能であることを確認した。
- 燃焼器過渡応答技術(④)に関して、燃焼器の過渡応答性能評価のための試験装置の設計と主要部品の製作を完了し、装置実現の目途を得た。
- CMC関連技術(⑤、⑥)に関して、熱構造解析による燃焼器ライナ冷却構造やCMCパネル締結法※適用の検討を行い、燃焼器ライナの設計を行った。ライナの試作と燃焼試験による評価に移行する準備が整った。

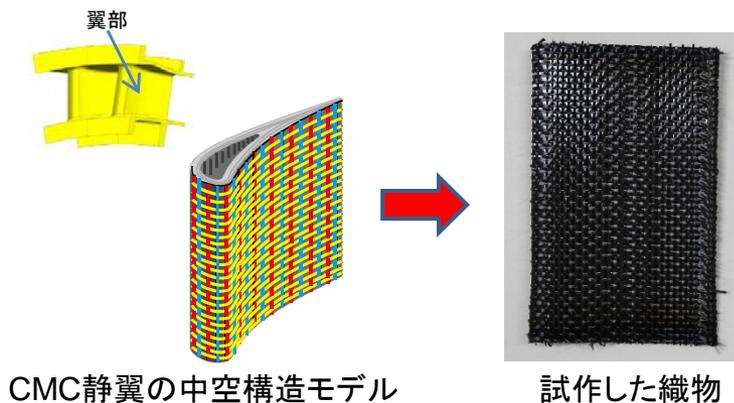


燃焼器ライナ冷却構造とCMCパネル締結法適用の検討

※ NEDO事業(パートナー企業、JAXAも参加)で開発

■ 計画通り、CMC静翼構造の試作等を実施し、CMC翼構造強度の評価等に着手

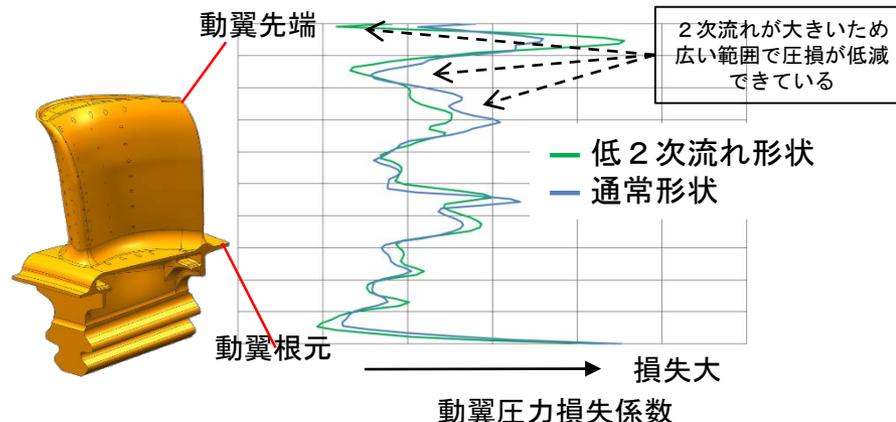
- CMC静翼設計技術(①)に関して、CMC翼構造の応力解析を実施し、CMC繊維の配置を検討するとともに、織物構造を試作し、成立性を確認した。また、CMC静翼の三次元形状の検討、加工する冷却孔の試作を実施し、CMC静翼設計のための翼構造強度データ取得や冷却性能評価のための準備が整った。
- 高効率メタル動翼技術(②)に関して、動翼の空力性能・冷却性能の改善量を、数値解析で見積もった。その結果、効率改善目標の達成に必要な期待値が得られることが確認できた。
- 回転タービンリグ実証に関して、タービン動作条件を決定し、回転タービン試験設備で実機と相似な試験による性能評価が可能なることを確認した。これにより断熱効率実証試験のための詳細設計に着手可能となった。



CMC静翼の中空構造モデル

試作した織物

CMC静翼の織物構造試作



CFD解析結果 (動翼圧力損失係数 半径方向分布)

動翼の空力損失低減

■ プロジェクトマネジメント活動の推進及び将来の研究開発に向けた留意点への対応を実施

➤ プロジェクトマネジメント活動の推進

- ◆ 技術リスクの低減等、目標達成の実現度を向上させる研究開発を推進し、JAXA内での段階的審査を経て、2019年6月に本格的なプロジェクトを開始。
- ◆ パートナー企業との協力に係る協議を重ね、基本合意書を締結。

➤ 将来の研究開発に向けた留意点への対応

- ◆ 2018年7月に、一般財団法人日本航空機エンジン協会（JAEC）とJAXA航空技術部門との間で、民間航空機用エンジンに関して定期的に情報交換を行うこと（連絡会の設置）に合意し、情報交換を開始。（事前評価時の留意点「ポスト次世代エンジン技術構想に資する情報や知識の獲得や積み上げを行なっていく」への対応）
- ◆ パートナー企業との協力の下、計画には次世代エンジン条件における実用度の高い要素技術実証に注力する内容を反映。（事前評価時の留意点「次世代航空機用エンジンは、F7エンジンと推力規模が異なることから、次世代エンジンに対して有効に本技術が活用されるように」への対応）
- ◆ F7エンジン利用については、従来からの計画通り、aFJRプロジェクト成果である軽量吸音パネル等、固定部品のエンジン搭載試験の計画を進めつつ、コアエンジン技術の研究開発の進捗状況や国内エンジンメーカーにおける各種エンジン技術開発の状況を踏まえながら、引き続き、計画の検討を進める。

- コアエンジン技術の研究開発について、2018年4月からの計画の具体化及び更新、また研究開発の進捗状況に関する報告を行った。
- これらは、パートナー企業との合意で行った計画更新を含め、必要性、有効性、効率性の観点で以下の通り、研究開発の価値を高める形で進捗している。

【必要性の観点】

- 産業動向に大きな変化はなく、**高圧部を開発段階から分担する狙いが産業界の国際競争力の向上に貢献できる状況は継続。**
- 事前評価での留意事項（次世代エンジンへの技術の活用）への対応を実施。

【有効性の観点】

- **日本が優位性を確保できる技術目標及び主要課題等を、パートナー企業と合意の下、明確に定めるとともに、主要課題について、当初計画よりも更に実証度を高めた技術実証を行う計画へと更新。**
- 上記の通り国際競争力強化に資するより実証度が高い技術を橋渡しするため、パートナー企業との合意の下、当初より研究開発期間を1年延長。
- 目標達成の実現性を高めるための研究開発が順調に進展。

【効率性の観点】

- 実用化を担うパートナー企業との共同研究など、**確実に技術レベルを向上させプロジェクト成果の効率的な展開を図れる体制を構築。**
- 事前評価での留意事項（人的基盤の強化）への対応を実施。

【事前評価補足資料】 コアエンジン技術の研究開発について

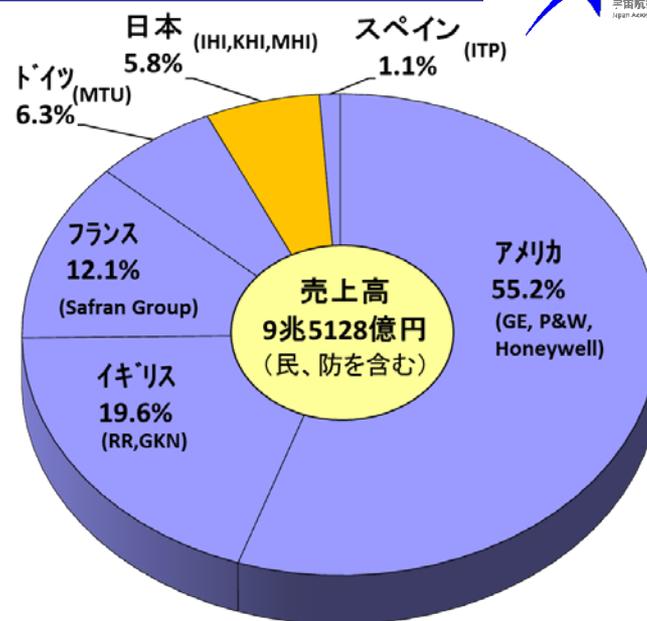
平成29年6月14日

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門

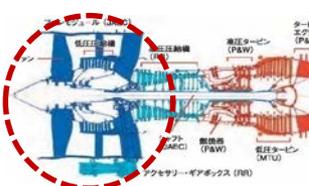
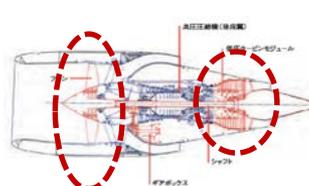
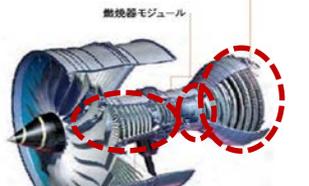
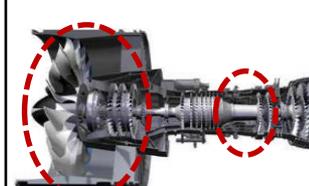
- ◆ 航空エンジン産業の動向
- ◆ JAXAにおけるコアエンジン技術の研究開発の概要
- ◆ 課題概要(リーンバーン燃焼器、高温タービン)
- ◆ エンジン技術の研究開発ロードマップ
- ◆ 研究計画(目標、スケジュール、実施体制)

航空エンジン産業の動向

- 国内エンジンメーカ (IHI、KHI、MHI) の合計シェアは5.8%
- 海外OEM (オリジナルエンジンメーカ) のリスク・シェアリング・パートナー (RSP)、サブコン等として、国際的にも一定の役割/存在感を示している現状。
- JAXAを中核に進めたFJRエンジンプロジェクト (1970～80年代) が、国内エンジンメーカのV2500エンジン国際共同開発への参画に繋がり、海外OEMエンジン開発において低圧部 (ファン、低圧圧縮機・タービン等) 分担の獲得へと繋がっている。
- 他方、エンジンの心臓部であるコアエンジン (高圧部 (燃焼器、高圧タービン等)) には、開発・設計レベルでの分担に至っておらず高圧部を開発段階から分担することが、我が国航空エンジン産業の大きな飛躍に繋がる。



世界の主要エンジン・メーカの航空エンジン売上高・シェア (2015年)
(一財) 日本航空機エンジン協会資料より引用

エンジン	V2500	CF34	GE _{nx}	Trent1000	PW1100G-JM
イメージ					
国内企業担当部位の変遷	主にファンを担当	ファンに加え、低圧タービンモジュールを初担当	低圧タービンに加え、燃焼器パーツを初担当	低圧タービンに加え、燃焼器モジュール、圧縮機モジュールを初担当	ファン、燃焼器を担当
シェア	23%	30%	15%	15.5%	23%

※1 日本航空機エンジン協会事業概要パンフレット2005年版より引用、 ※2 IHI技報 Vol. 53, No. 4 (2013) よ

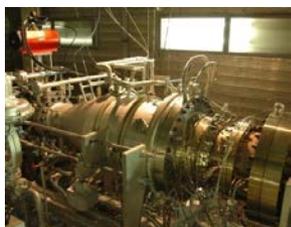
2030年代に就航が予想される次世代航空機用エンジンの鍵技術として、燃費と環境負荷性能を大幅に改善するコアエンジン技術(燃焼器、タービン等)の研究開発を進める。実用化のための要求性能を産業界と共同で定めた上で、今後整備される技術実証用国産エンジン(F7エンジン)によるシステムレベルの技術実証を見据えて研究開発を進め、大規模試験設備において、その性能を実証する。

リーンバーン燃焼器

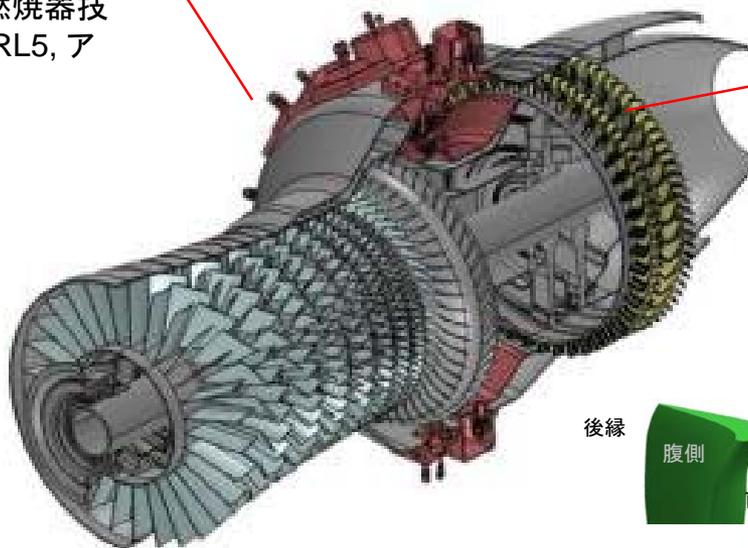
F7エンジンでの技術実証(H35以降)を見据えて、世界最高レベルの低NO_xリーンバーン燃焼器技術をエンジン搭載直前の技術成熟度(TRL5, アニュラ燃焼器)で実証。



リーンバーン燃焼器

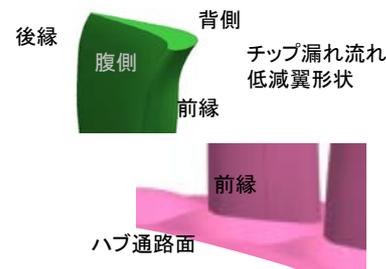


環状燃焼試験設備



高温高効率タービン

コアエンジン効率向上に必須の高負荷低損失高温タービンを回転タービン試験設備で実証(TRL4)。



2次流れ低減翼設計



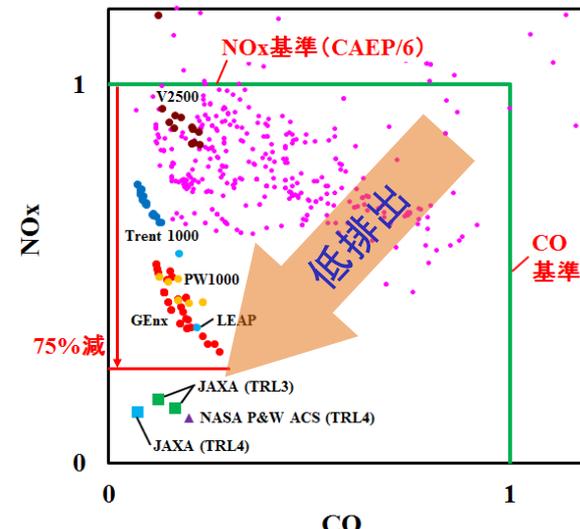
回転タービン試験設備
(整備中)

■ 優位技術の実用性を向上させる取り組み

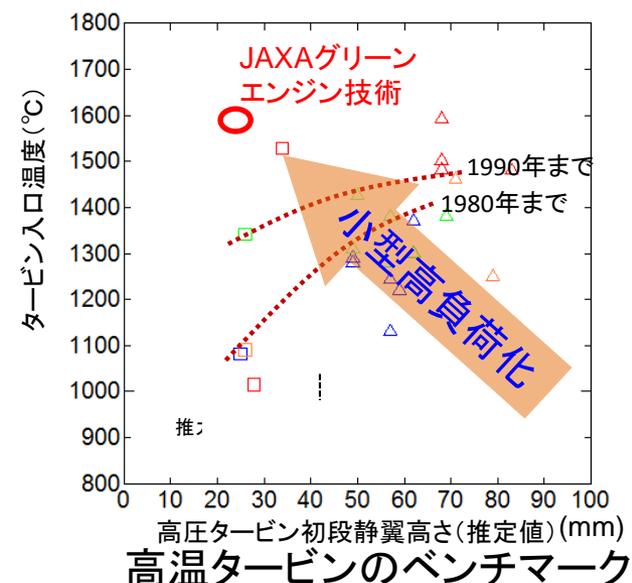
- グリーンエンジン技術の研究開発(2013-2017)において、コアエンジンの基礎技術開発に取り組んできた。低NOx燃焼器と超高温タービンについて世界トップレベル性能の技術の開発を進めている。

具体的には、

- [1] 希薄予混合二段燃焼器(リーンバーン燃焼器)を開発し
国際基準であるICAO CAEP/6基準値から75%以上減(世界トップレベル)を達成した。(右上図)
 - [2] 燃費性能を向上させるために
タービン入口温度の向上が必要。推力10ton 未満のエンジンとして世界最高の超高温タービン技術(1600°C)の研究を推進中である。(右下図)
- これらのコアエンジン技術について、実用化を目指す民間企業をパートナーとして、実用性の高い技術開発を進める。
 - 今後数年で、技術実証用国産エンジン(F7エンジン)が導入される予定であり、従来からの要素技術実証に加えて、エンジンシステムとしての技術実証(TRL6)が可能となる。
 - 2030年代に就航が予想される次世代航空機用エンジン開発に向けて、産業界の取り組みと密接に歩調を合わせ、国際競争力の高いコアエンジン技術を実証し、実用化・事業化に結び付ける。



低NOx燃焼器のベンチマーク



技術成熟度(TRL)を高める技術開発(燃焼器開発の例)

実験室規模の基礎試験(TRL2)から、システム度の向上と、大規模試験設備での実エンジン環境での試験実証を通して、エンジンシステム実証(TRL6)まで、技術の実用性を高める。

技術成熟度
TRL (Technology Readiness Level)



高圧噴霧試験装置

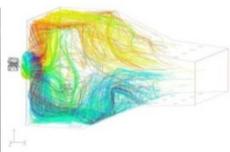


噴霧解析装置

TRL 2



燃料ノズル



数値解析

TRL 3



円筒型燃焼器



シングルセクタ
燃焼器

TRL 4

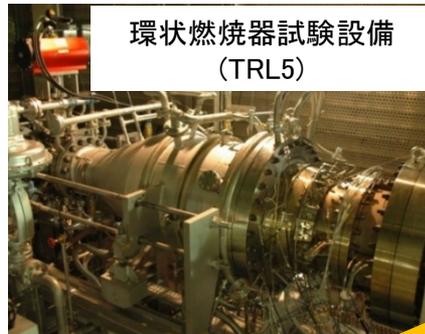


マルチセクタ
燃焼器

TRL 5

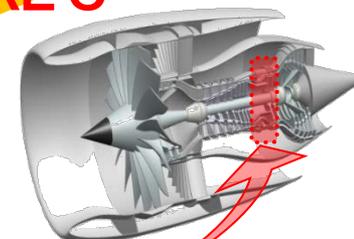


アニュラ燃焼器



環状燃焼器試験設備
(TRL5)

TRL 6



エンジン



高温高圧燃焼試験設備(TRL3-4)

燃焼の様子

JAXAが保有する優位技術

- 予混合二段低NO_x燃焼技術というリーンバーン燃焼器技術により、ICAO CAEP/6比でNO_x75%減以下(世界トップレベル)を達成。
- 高温高圧燃焼試験設備(TRL3-4)、環状燃焼器試験設備(TRL5)など、エンジン搭載直前までのTRLをカバーする大規模試験設備の運用。F7エンジン導入(2019年予定)により、システムレベル(TRL6)までの実証環境が整う。
- 高温高圧燃焼器の光学可視化計測、数値解析、燃焼振動抑制技術等、燃焼器設計や技術課題解決のために必須の基盤技術を保有。

本研究開発での主要課題

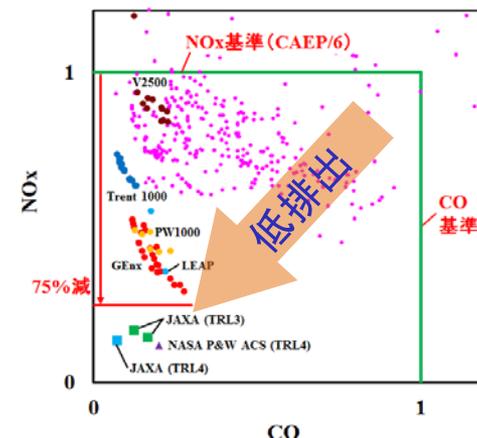
- リーンバーン燃焼器の実用化に必要な技術課題の解決(燃料噴射弁設計、燃焼振動抑制、自着火・逆火防止、サーマルマネジメント等)
- F7エンジン実証に向けた燃料制御技術実証(急加減速時燃料制御等)
- 耐熱複合材(CMC)の燃焼器ライナーへの適用技術(ライナー冷却空気の削減、解析による材料特性向上、燃焼器試験での実証等)

本研究課題終了後の計画

- リーンバーン燃焼器のF7を使用したエンジン実証(TRL6)。



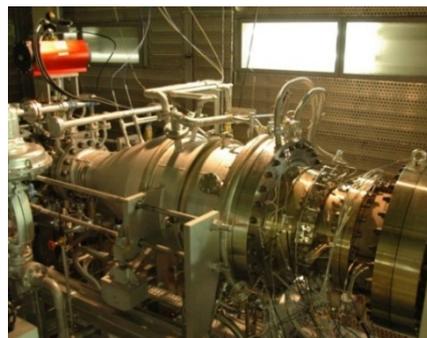
JAXAリーンバーン燃焼器
マルチセクタ形態(TRL4)



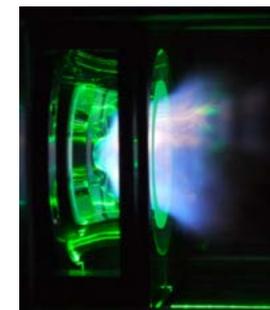
低NO_x燃焼器のベンチマーク



高温高圧燃焼試験設備(TRL3-4)



環状燃焼器試験設備(TRL5)



燃料噴射弁高性能化のための
高温高圧燃焼器内部可視化試験19

■ JAXAが保有する優位技術

- タービン翼冷却構造の特許技術(メーカ共同)等で小型エンジン用タービン翼で大型エンジン並の1600°Cレベルでの耐熱性を確保する技術開発を実施(グリーンエンジン技術の研究開発で実施中)
- 流体・熱伝導連成数値解析による詳細な翼温度分布予測技術を保有
- 実機と相似環境を実現する回転タービン試験設備(整備中)
- 耐熱材料の耐久性評価技術

■ 本研究開発での主要課題

- エンジンの高圧力比化に伴うタービン出力増大と効率向上を両立させるための高負荷タービン空力設計技術の開発と性能実証
- 翼間の高速ガス流と冷却空気の混合による損失を低減する冷却空気流量削減技術と冷却空気混合損失低減技術の開発と性能実証
- 耐熱複合材(CMC)のタービン適用技術開発

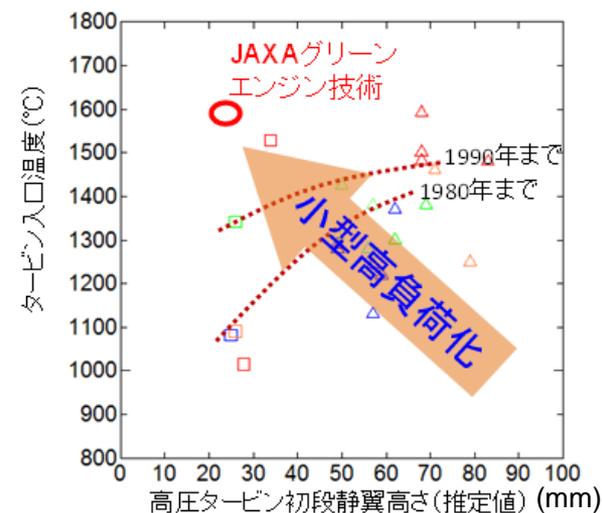
■ 本研究課題終了後の計画

- 実温度環境で開発技術を適用したタービン性能実証(TRL5)を開始し、エンジン実証(TRL6)に結び付ける。



マルチスロット冷却構造

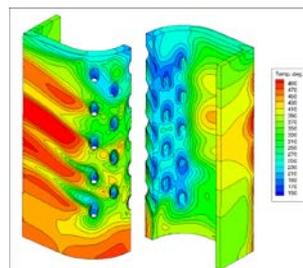
タービン冷却構造特許の例



グリーンエンジン技術開発で達成見込みのタービン耐熱温度



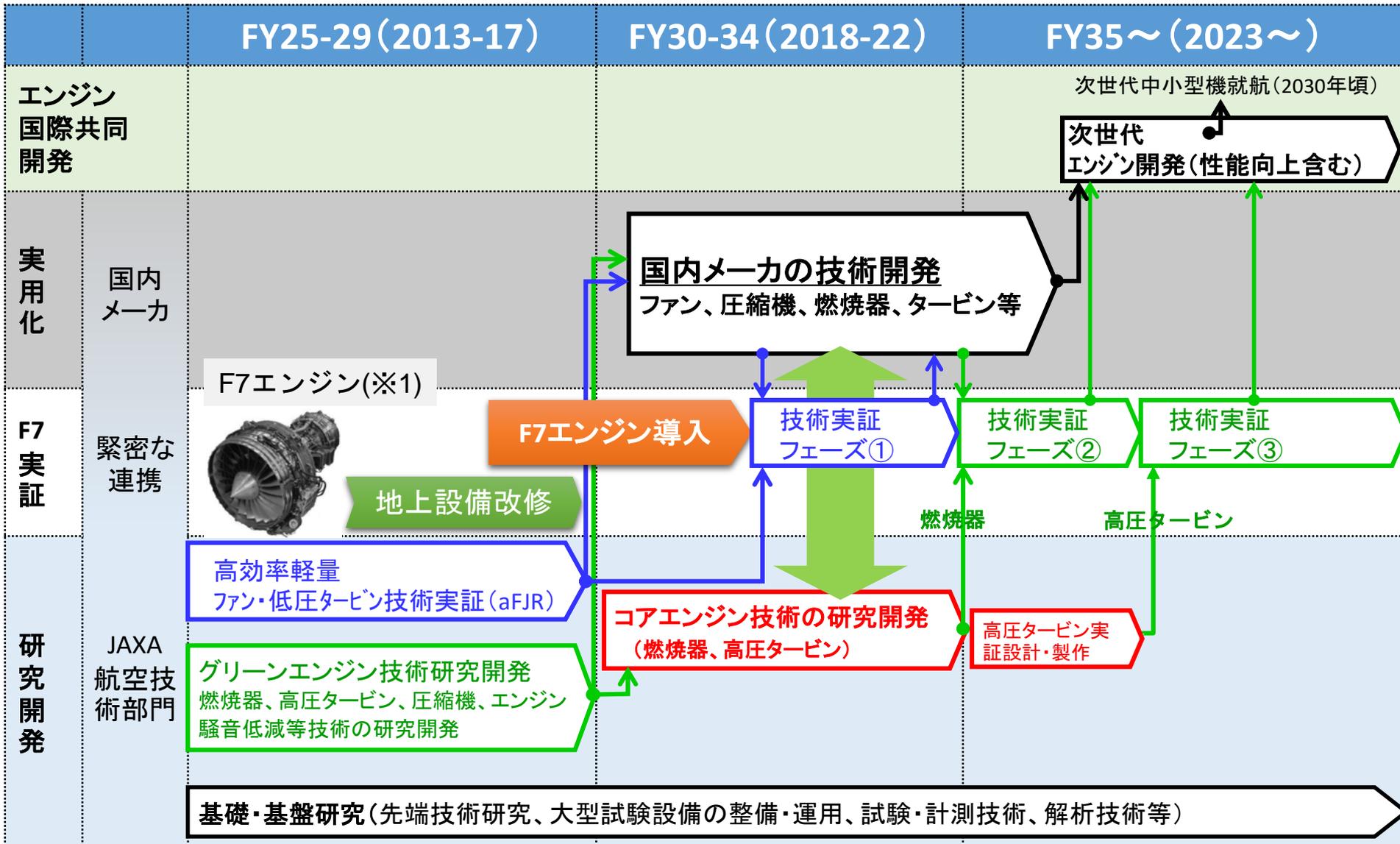
回転タービン試験設備
(整備中)



流体・熱伝導連成数値解析による冷却構造温度予測

エンジン技術の研究開発ロードマップ

- JAXAと産業界の技術開発戦略を整合し、大規模試験設備群(F7エンジン含む)による高い技術成熟度での技術実証を通して、エンジン技術の国際競争力を強化する。



※1 出典：防衛装備庁プレスリリース（H28.12.14）より。

【技術目標(平成34年度まで)】

➤ リーンバーン燃焼器技術

排出ガス低減の鍵技術であり、JAXAが有している世界最高レベルの低NOxの希薄予混合燃焼（リーンバーン燃焼）技術をアニューラ燃焼器で実証（TRL5）。

➤ 高温高効率タービン技術

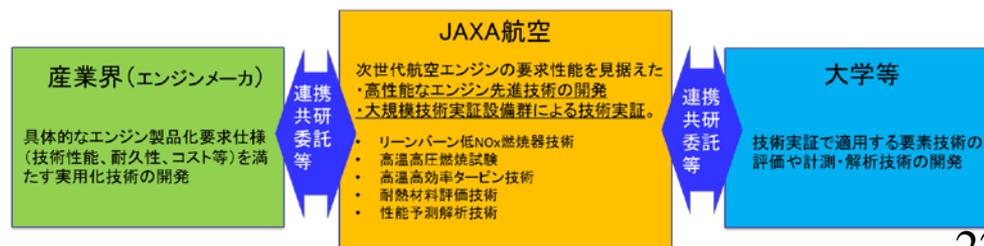
コアエンジン効率向上の鍵技術であり、JAXAが有している超高温タービン技術（小型エンジンとして世界最高レベル）による冷却空気削減技術を活用して、高負荷低損失タービンを回転タービン試験装置で実証（TRL4）。

【スケジュール】



【実施体制】

JAXA航空技術部門の研究リソースを本研究開発に重点化して取り組む。JAXAは先導的なエンジン技術の開発や大規模技術実証設備による技術実証試験を担い、国内エンジンメーカーはエンジン製品化要求仕様を見据えた実用化技術開発を主に担う。大学や研究機関も含めた協力体制により、効果的な体制で研究開発を推進する。



- エンジン開発においては、技術が成熟するほど、単なる部品としてではなく、エンジン内部のモジュールを頻繁に入れ替え、エンジンの各要素技術をエンジン全体のシステムとして実際にエンジンを運転し、実証試験を行う必要があるが、我が国には存在していない。
- 海外エンジンを用いた実証試験では技術ノウハウが示されず、システム実証が困難であるため、国産エンジンを備えた実証設備をJAXAに整備する。
- このため、我が国唯一で最新の国産エンジンである防衛省開発(IHI製造)のF7エンジンをJAXAに導入する。平成28年12月に防衛装備庁とIHIの間で民間転用契約が締結され、平成29年3月にJAXAとIHIとの間で販売契約を締結した。(実証設備については、最短で平成31年度までに納入予定)

F7エンジン



- 哨戒機P-1搭載の高バイパス比エンジン
- エンジン入口径 約1.4m 長さ 約2.7m
- 推力 約6t

※出典：防衛装備庁プレスリリース（H28.12.14）より。