

【事後評価補足資料】 コアエンジン技術の研究開発について

2024年12月19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

評価項目と対応する関連ページ

項目	頁	社会的・ 経済的意 義	科学的・ 技術的意 義	国費を用 いた研究 開発とし ての意義	実用化・ 事業化へ の貢献	計画・実 施体制の 妥当性
航空科学技術分野研究開発プランでの位置づけと経緯	3					○
社会的・経済的意義	5	○				
本研究開発で設定した目標	6		○			
実施体制	7			○		○
本研究開発で活用したJAXAの設備・評価技術	8			○		
超低NOxリーンバーン燃焼器	技術の背景		○			
	成果概要		○		○	
高温高効率タービン	技術の背景		○			
	成果概要		○		○	
技術的成果のアウトプット	20		○			
実用化・事業化への貢献	21		○		○	
今後の展望	23			○		

航空科学技術分野研究開発プランでの位置づけと経緯 (1/2)

【航空科学技術分野研究開発プラン／航空科学技術分野研究開発プログラム】

航空科学技術委員会

○「重点的に推進すべき取組」と「該当する研究開発課題」

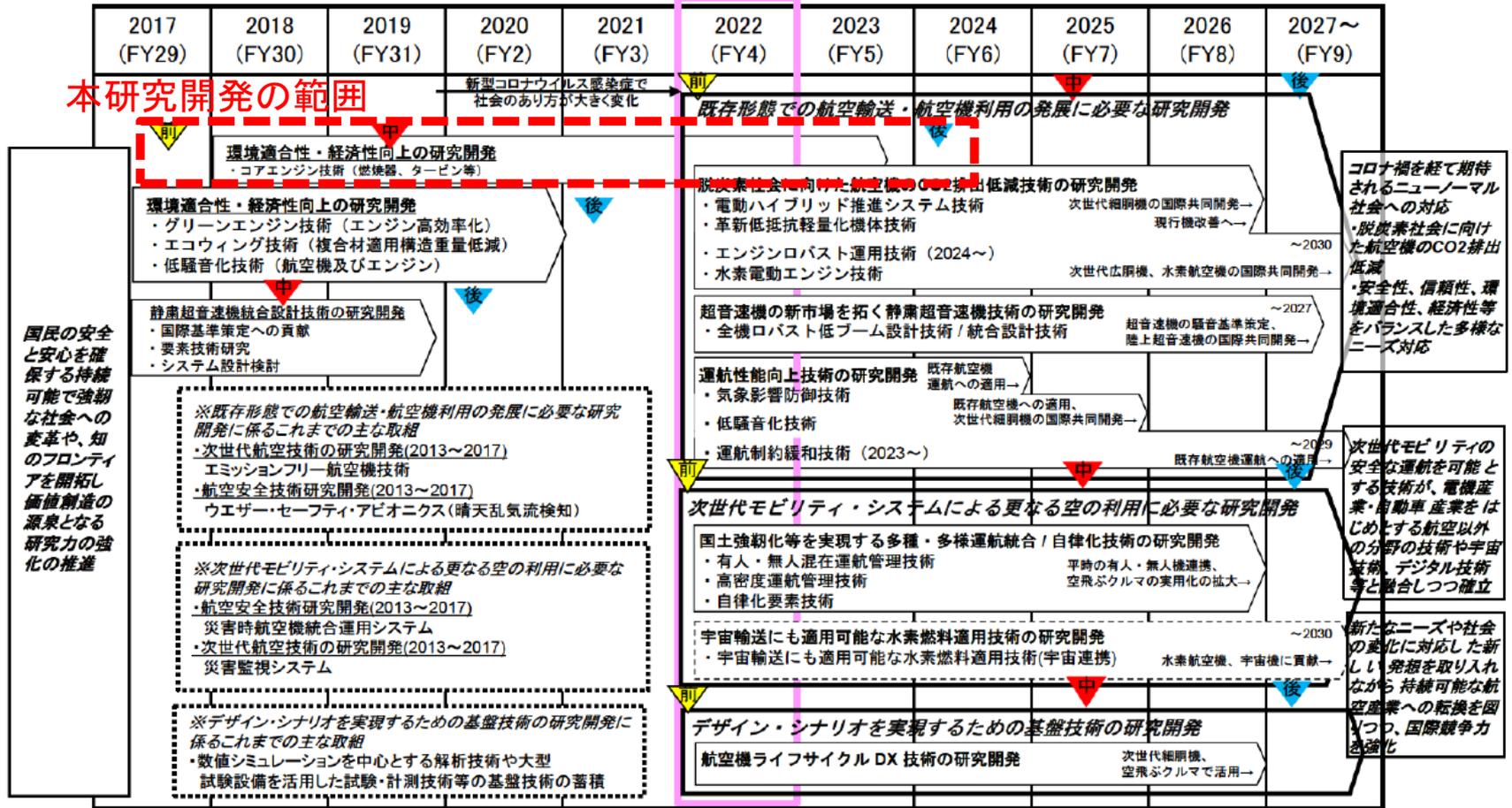
プログラム達成状況の評価のための指標

○アウトプット指標：…○航空科学技術の研究開発の達成状況 (JAXAが実施している共同/委託/受託研究数の観点も含む)

○アウトカム指標：…①航空科学技術の研究開発における連携数 (JAXAと企業等との共同/受託研究数)

②航空科学技術の研究開発の成果利用数 (JAXA保有の知的財産 (特許、技術情報、プログラム/著作権) の供与数)

③航空分野の技術の国内外の標準化、基準の高度化等への貢献



航空科学技術分野研究開発プランでの位置づけと経緯 (1/2)

2017 (FY29)	2018 (FY30)	2019 (FY31)	2020 (FY2)	2021 (FY3)	2022 (FY4)	2023 (FY5)	2024 (FY6)
			新型コロナウイルス感染症で 社会のあり方が大きく変化		前		
							後
環境適合性・経済性向上の研究開発 ：コアエンジン技術（燃焼器、タービン等）							

事前評価 2016(H29).6月 2018年度～2022年度の5か年の研究開発に着手

中間評価 2018(R31).7月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、期間を1年延長して、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(下表)。

事後評価 2024(R6)

中間評価で確認したスケジュール

年度	~2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024~
超低NOx リーンバーン 燃焼器		【①高温高圧低NOx技術②燃焼振動抑制レゾネータ技術 ③燃料ノズル燃焼流路断熱・冷却技術】 事前評価、シングルセクタ試験				マルチセクタ試験等	より実証度の高い 環状燃焼器 実証	事業化支援 → エンジン開発へ
		【④燃焼器過渡応答技術】 装置開発、シングルセクタ試験				マルチセクタ試験等		
		【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】 設計検討、シングルセクタ試験				耐久試験等		
高温高効率 タービン		【①CMC静翼設計技術】 構造試作、強度評価等				翼設計等	CMC静翼 健全性実証	事業化支援 → エンジン開発へ
		【②高効率メタル動翼技術】 設計検討、基礎試験等				翼列試験等	回転タービン リグ実証	

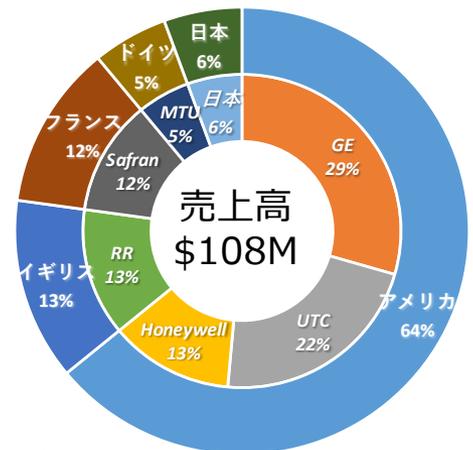
中間評価で
1年延長

【エンジンメーカーのシェア】

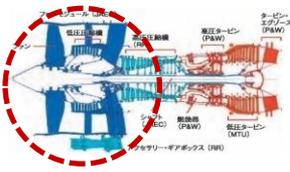
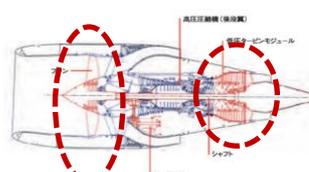
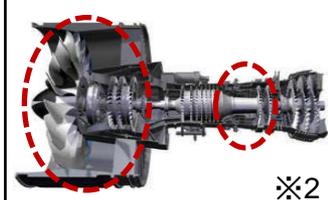
- 新型コロナからの一時的な落ち込みから航空エンジン産業の売上はすでに回復し、今後の成長予測はコロナ前から変化ない。国内エンジン
- (IHI、KHI、MHIAEL) の合計シェアは約6%。

【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・レベニュー・シェアリング・パートナー(RRSP)、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。
- 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たが、**近年のプログラム参画シェアに変化なし。**
- 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 (2023年) (SJAC令和6年版「航空宇宙産業データベース」を元に作成)

エンジン	V2500	CF34	GEEx	Trent1000	PW1100G-JM
イメージ	 ※1	 ※1	 ※1	 ※1	 ※2
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】

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。

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)となるICAO CAEP/8基準よりも80%以上少ない排出量**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静翼の翼表面温度1300°C以上(*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

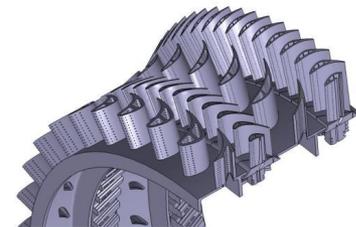
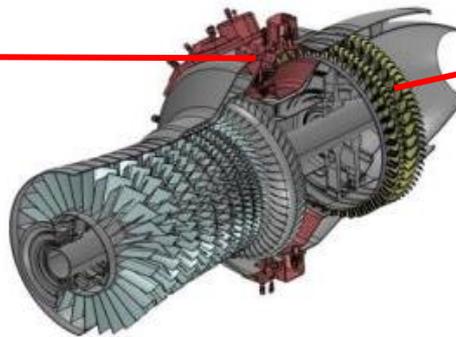
超低NOxリーンバーン燃焼器



共同研究
パートナー

川崎重工業株式会社

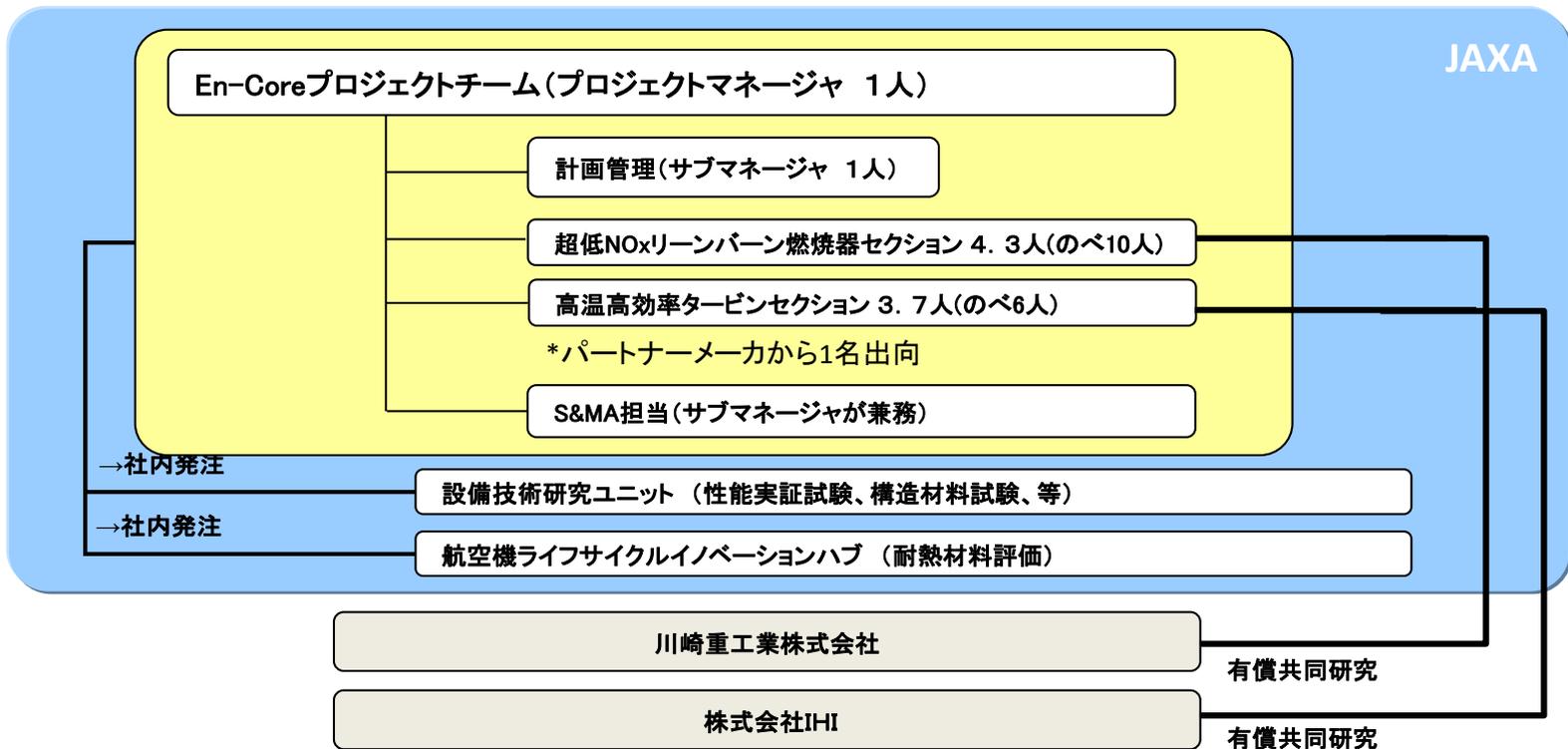
高温高効率タービン



共同研究
パートナー

株式会社IHI

- 実用化を担うパートナー企業2社との共同研究により、研究開発成果の効率的な展開を図る体制を構築して研究開発を実施した。



- 研究リソースを重点化して投じる体制として、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)

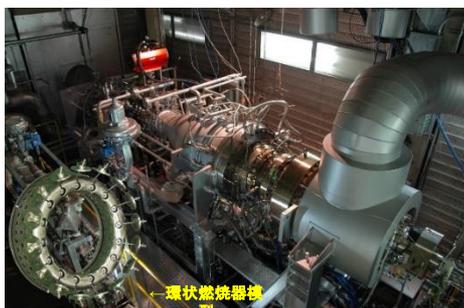
■ JAXAが保有する大型試験設備による評価技術、シミュレーション技術を活用

JAXAは国立研究開発法人として、他機関に重複して設置することが多額の経費を要するため適当でない大型試験設備を整備・維持し、研究開発基盤の高度化を実現することで航空科学技術の向上及び航空産業の振興に貢献。



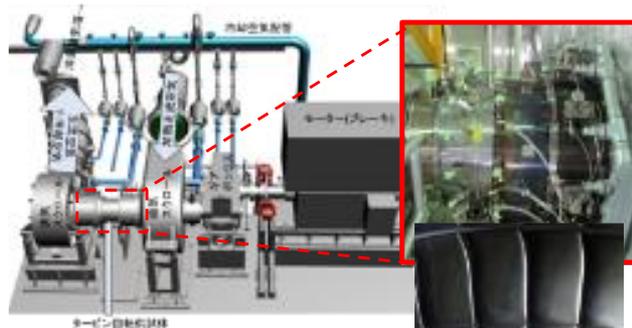
高温高圧燃焼試験設備

燃焼器要素開発段階での燃焼試験を、実温実圧で行える設備



環状燃焼器試験設備

実機エンジン相当の大流量に対応する、燃焼器開発の最終段階に欠かせない大規模設備



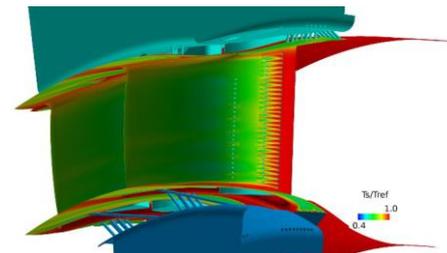
回転タービン試験設備

試験タービンと動翼

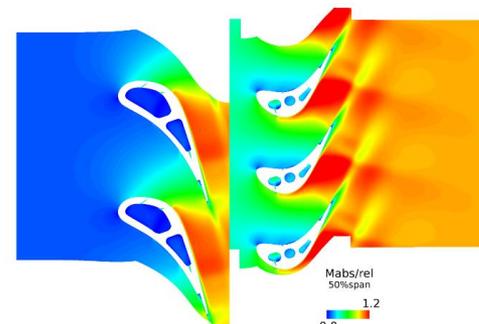


(外観)

冷却空気の影響も考慮したタービン性能実証が可能な、世界トップレベルの最新鋭タービン評価設備



翼面温度分布



翼間マッハ数分布

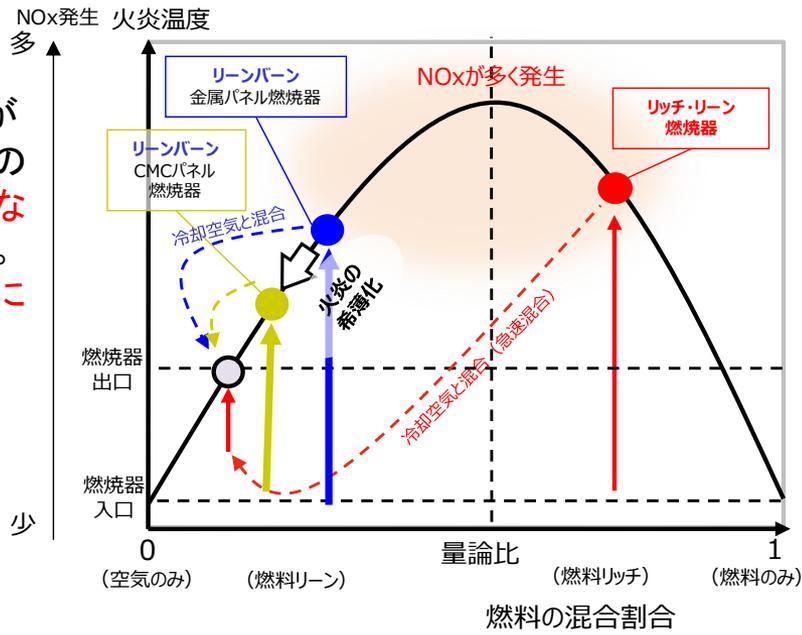
タービン翼の大規模数値シミュレーションの例

JAXAのin-houseコードUPACSを使用し、冷却空気の効果による翼面温度予測や静翼・動翼非定常解析による性能予測で設計検証等を実施

超低NOxリーンバーン燃焼器 技術の背景

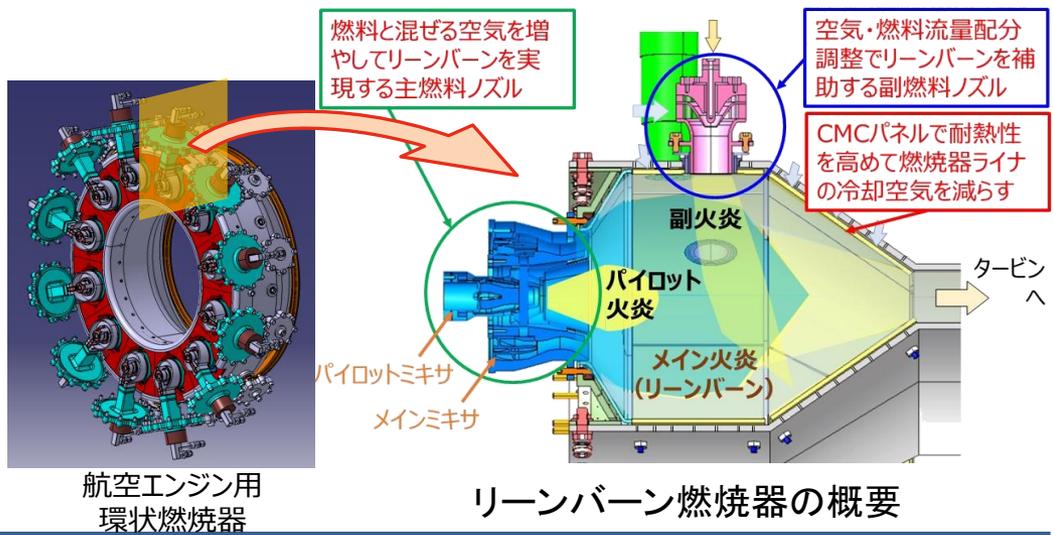
NOx発生 の原理 (右グラフ)

- ✓ 燃焼温度が高温であるほどNOxが生成されやすい。
- ✓ 従来型リッチ・リーン(RQL)燃焼器は、燃焼が安定な燃料が濃い条件で燃焼を開始した後、急速に空気を混合して所定の空気と燃料の割合(空燃比)とするが、途中で最も高温となる量論比の条件を通過する際のNOxの発生は避けられない。
- ✓ 最初から空気を混合して燃焼を開始すれば、量論比の条件にはならず、NOxの生成を抑制できる(リーンバーン)。
- ✓ リーンバーンは安定燃焼に課題がある。



技術課題

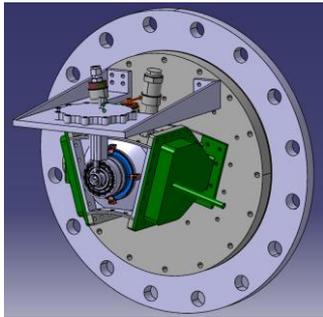
- ✓ 広範囲の作動条件で安定なリーンバーンを実現する主燃料ノズルと、副燃料ノズルで燃焼領域を分散させる
⇒ ①高温高圧低NOx技術、②燃焼振動抑制レゾネータ技術
- ✓ 主燃料ノズルを流れる燃料が周囲の高温で炭化して閉塞(コーキング)するのを防ぐ
⇒ ③燃料ノズル燃料流路断熱・冷却技術
- ✓ 複数の燃料系統を制御し、エンジンの安定加速に対応、着火性確保
⇒ ④燃焼器過渡応答技術
- ✓ より希薄なリーンバーンで低NOx化を実現するため、燃料器ライナの耐熱性を高めるために必要な冷却空気を削減することで、燃料ノズルに供給する空気を増やす
⇒ ⑤CMC燃焼器冷却・構造技術、⑥CMCパネル耐環境コーティング技術



航空エンジン用環状燃焼器

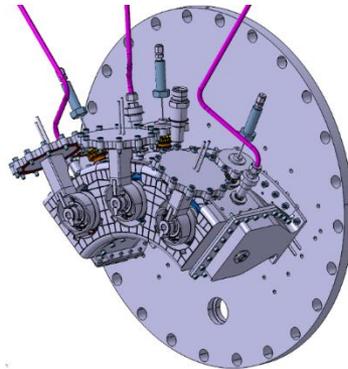
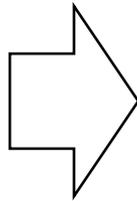
リーンバーン燃焼器の概要

- 実機エンジン搭載と同形態の環状燃焼器の実現を見据えて、燃焼器の各技術課題の特性に応じて設定した実証形態で開発を実施した



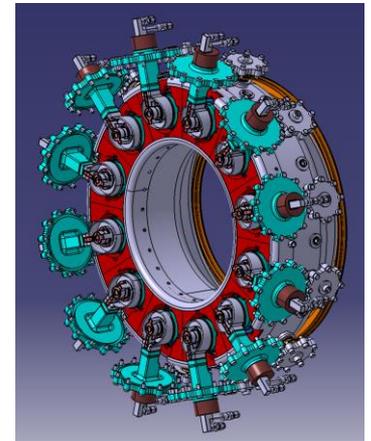
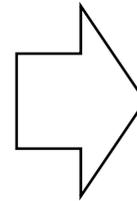
シングルセクタ燃焼器 (SC)

環状燃焼器の1区画(セクタ)に相当する基本形
環状燃焼器には存在しないダミー壁が両側に付く



マルチセクタ燃焼器 (MC)

シングルセクタ×3セクタで構成
ダミー壁がない中央セクタ部分で環状燃焼器に近い評価が可能

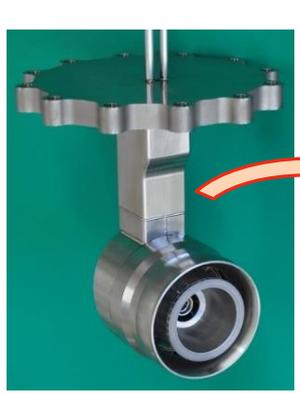


環状燃焼器 (AC)

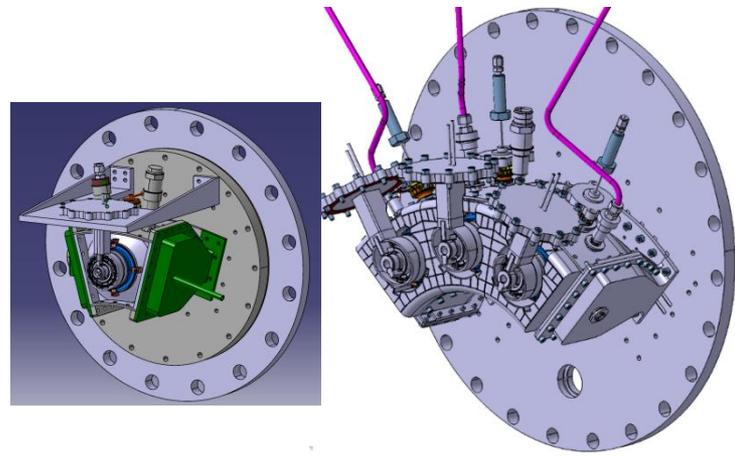
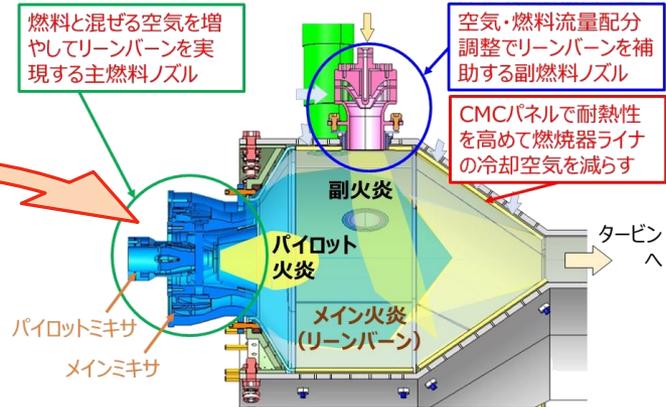
実機エンジン搭載燃焼器の形態に最も近いが大型の試験設備が必要

①高温高圧低NOx技術

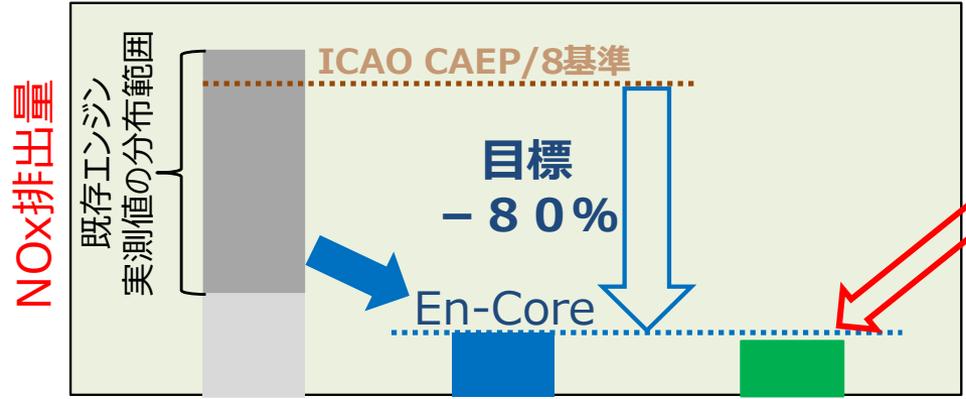
次世代エンジンを想定した高温高圧条件において、開発した燃焼器の排ガス性能試験をマルチセクタ燃焼器(MC)で実施し、**NOx排出が目標を達成したことを確認した。**



開発した主燃料ノズル



SC試験を経てMC試験を実施



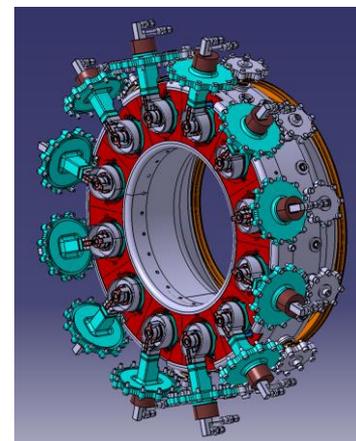
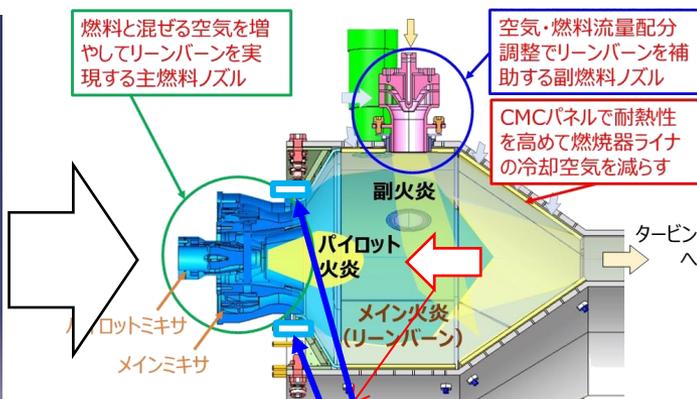
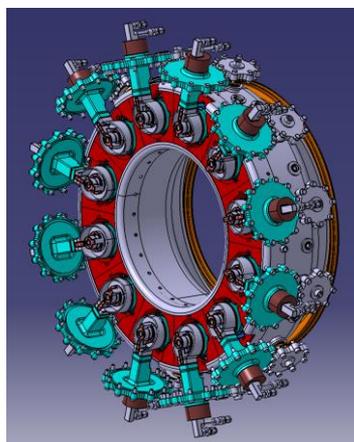
シングルセクタ燃焼器を経てマルチセクタ燃焼器により、低NOx目標達成を確認した。



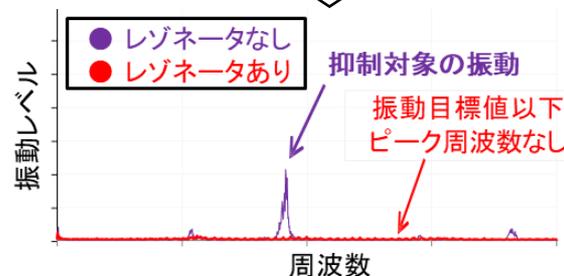
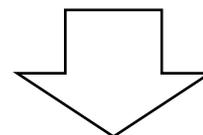
FY2024に事業化支援の一環として環状燃焼器試験を実施中

②燃焼振動抑制レゾネータ技術

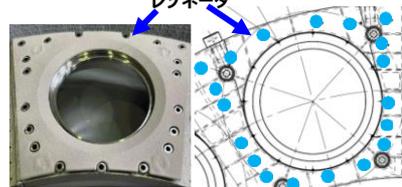
環状燃焼器試験で圧力変動の周波数特性を取得し、燃焼振動抑制装置(ヘルムホルツ型レゾネータ)を設計・製作して燃焼器に搭載し、**燃焼試験で振動が抑制されることを確認した。**



環状燃焼器試験で燃焼振動を再計測



設計・製作したレゾネータにより振動が抑制されたことを確認した



の方向から見たレゾネータ設置場所(例)

計測した周波数でレゾネータを設計・製作し、燃料ノズルの周囲に配置(燃料ノズルの設計に影響なし)

環状燃焼器試験で燃焼振動周波数を計測

周波数は燃焼器の大きさ、形状によって変わるため、環状燃焼器での試験が必須

(SC, MC試験では周波数が異なるため、正しいレゾネータの設計ができない)

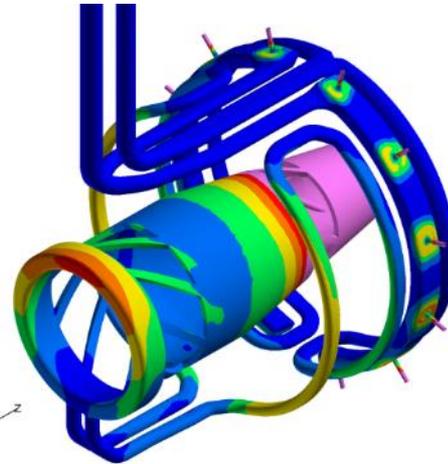
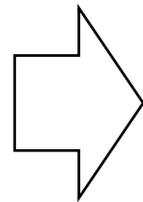
③燃料ノズル燃料流路断熱・冷却技術

燃料ノズルコーキング防止技術として、主燃料ノズルの複数の燃料系統が相互に冷却を行うことで熱防御を行う燃料ノズルを数値解析予測に基づいて設計・製作し、燃焼試験でコーキングが発生する温度以下に保たれることを確認した。



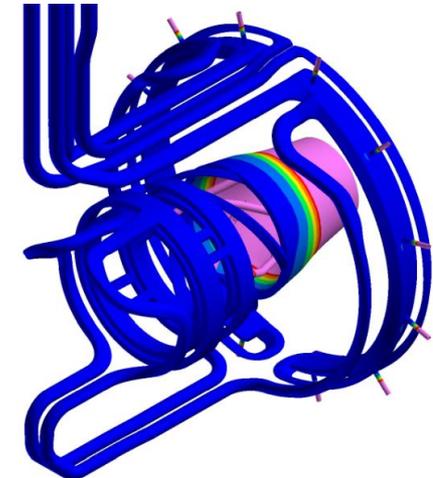
主燃料ノズル
燃焼性能に係わる設計箇所は
①と共通

燃料流路温度の数値解析予測で改良設計



開発初期設計

燃料流路の各所に高温箇所があり、コーキングの可能性あり



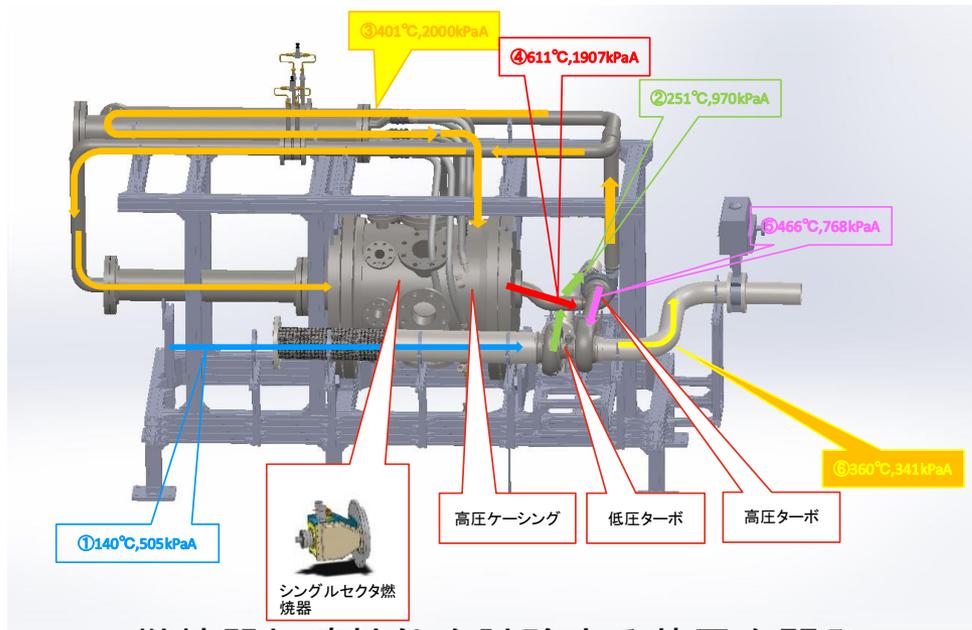
最終設計

初期設計の高温箇所を解消

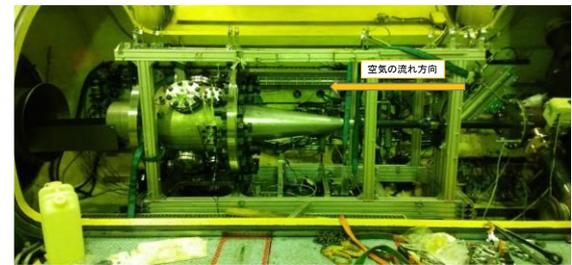
最終設計モデルはSC燃焼試験で温度計測を行い、数値解析予測の温度がコーキング発生温度以下であることを検証した。

④燃焼器過渡応答技術

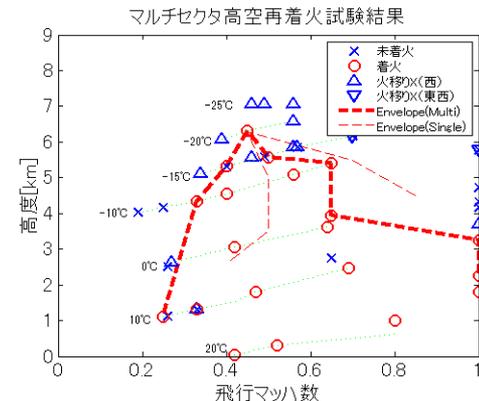
- 実エンジンで求められる**95%推力まで7秒で到達する性能**を、開発した燃焼器が発揮できることが必要。この加速性能の実証をシングルセクタ燃焼器レベルで行うための試験装置を開発し、**必要な燃料増加ペースで安定した燃焼が確保される**ことを実験で確認した。
- ・飛行中にエンジンが停止した際に、**高空条件で燃焼器が着火可能であることが必要**。高空性能試験設備(ATF)を使用して、マルチセクタ燃焼器により**高空着火可能範囲を取得し、着火性能を確認**した。



燃焼器加速性能を試験する装置を開発
開発した燃焼器の加速性能を実証した



ATFに搭載した高空着火試験装置



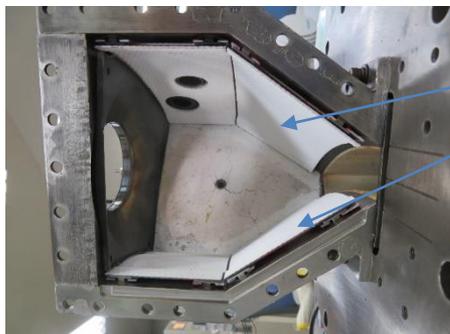
取得した着火可能範囲データ (○の範囲)

⑤CMC燃焼器冷却・構造技術

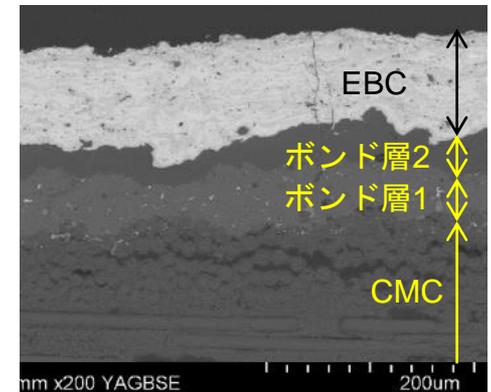
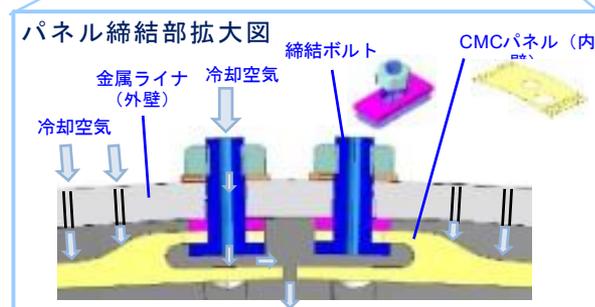
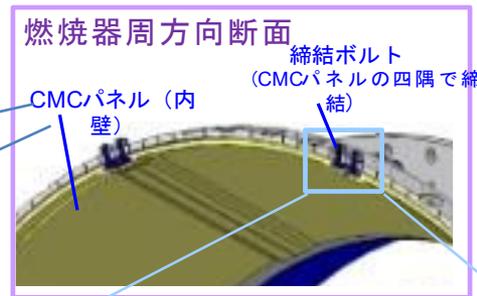
CMCパネルを燃焼器に搭載して燃焼試験を行い、**金属製燃料器ライナよりも少ない冷却空気**で**パネル本体と設計したパネル締結部が健全**であることを確認した。

⑥CMCパネル耐環境コーティング技術

CMCパネルを燃焼ガスによる酸化から保護するための耐環境コーティング(EBC)について、高温高圧水蒸気雰囲気中で評価する装置を構築して、高温となる運転条件での実使用時間を想定して**目標設定した通算500時間での耐久性が確保**できることを確認した。



燃焼室にCMCパネルを搭載して燃焼試験を行い、パネルの健全性を確認した



CMC表面へのEBC施工例 (断面顕微鏡写真：試験前)

CMC材料による高温化（右グラフ）

- ✓ 国内メーカーが製造能力を持つCMC材料は1300°C以上での使用が可能な耐熱性を持つ。従来のタービン用耐熱超合金に比べて約200°Cの高温耐熱性能が期待できる。
- ✓ 耐熱温度向上による冷却空気削減で、タービン効率向上が期待できる。
- ✓ 一方で、金属と異なる製造方法のため、空力三次元形状の製作技術、高性能なフィルム冷却孔加工技術の確立が必要。
- ✓ まずは遠心力を受けない静翼での実用化を狙う。

技術課題

- ✓ 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静翼健全性を、実使用環境で実証する。
⇒ ① CMC静翼設計技術

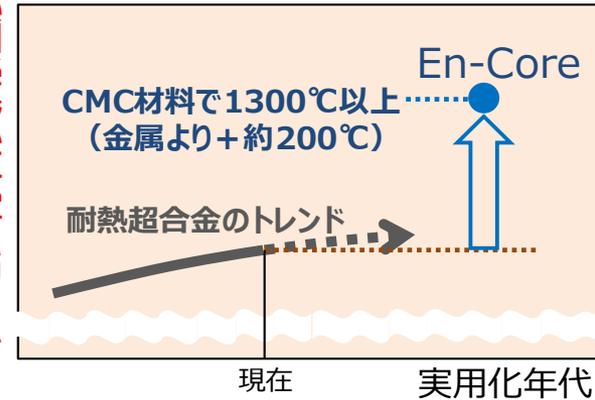
メタル動翼の性能向上

- ✓ 空力損失低減や冷却性能向上に効果が期待される最新の基礎研究成果を設計に反映し、回転タービン試験で実証することが必要。

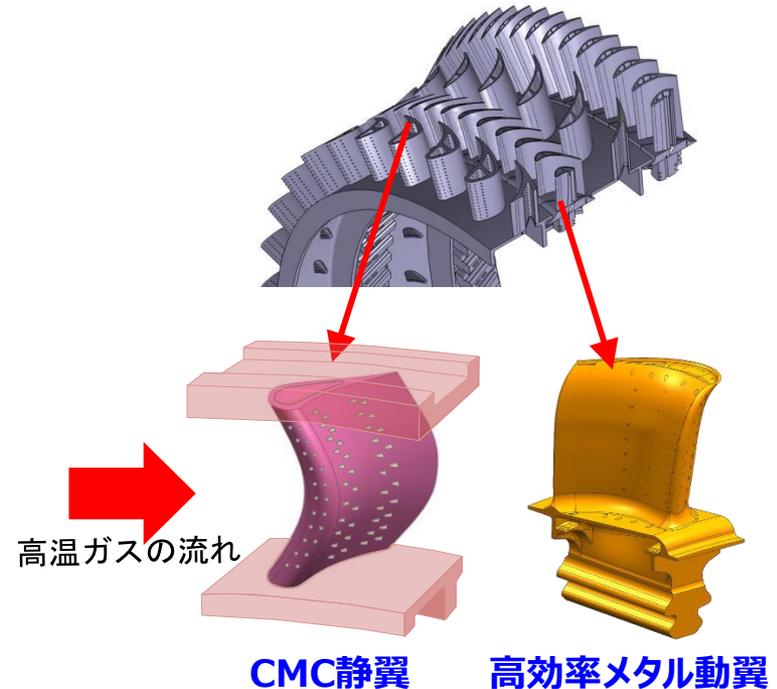
技術課題

- ✓ 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。
⇒ ② 高効率メタル動翼技術

タービン材料実用温度



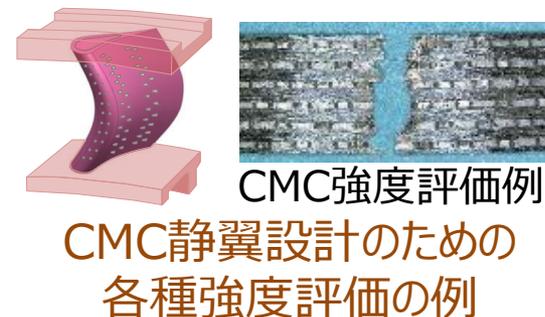
CMC材料による高温化



タービン実証に向けた設計までの成果

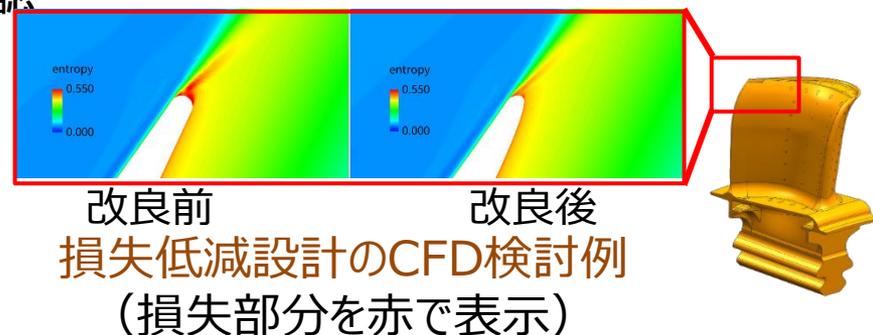
① CMC静翼設計技術

- CMC静翼設計のために必要な各種強度評価試験を実施し、設計に必要な強度データを獲得した。
- 金属翼で採用されているディフューザ形状のフィルム冷却孔のCMC翼への加工技術を確立
- 製作可能な三次元翼形状範囲を試作で確認



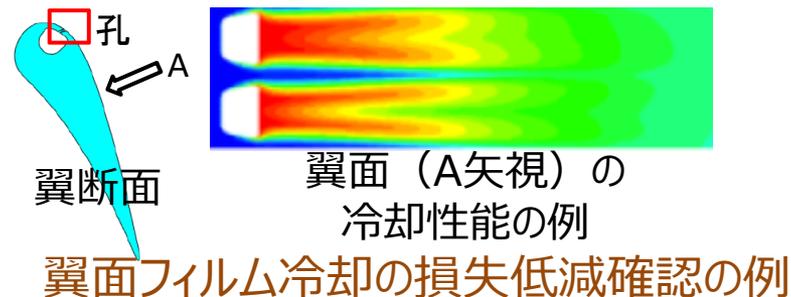
② 高効率メタル動翼技術

- 翼端、翼後縁の空力損失を低減する形状の効果をCFDで確認し、設計へ反映。
- 翼内部冷却構造の改良による冷却空気削減効果をCFDと実験で確認し、設計へ反映。



①② 両技術に関連

- 基礎試験とCFDにより、翼面フィルム冷却の高性能形状候補を、製造性を考慮してCMC静翼、メタル動翼それぞれについて選定した



CMC静翼実証の成果

■ CMC静翼の翼表面温度1300°C以上での健全性実証を完了

- 損失低減翼形状と高性能フィルム冷却孔を備えたCMC実証翼を製作 (図1)
- 翼表面温度が1300°Cとなる実機での使用を想定した条件で、バーナによる加熱・冷却1000サイクル実証試験 (図2: 熱応力付加での耐久性実証) と高温ガス流健全性実証試験 (図3: 実機と同等の高温ガス流下での静翼機能の実証) を行い、いずれも試験後のCMCの損傷がなく健全であることを確認

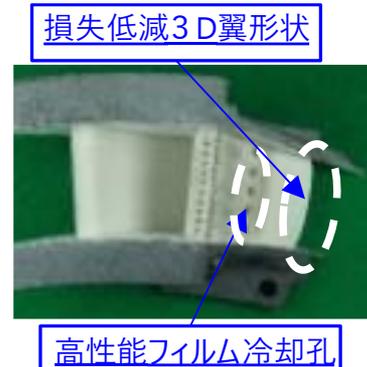


図1 製作したCMC静翼

■ 世界に例のない成果

- ① CMC静翼の損失低減3D形状製作の成功
- ② CMCへの高性能フィルム冷却孔加工の成功
- ③ 翼表面温度1300°C(従来の金属翼より約200°C高温)以上での健全性確認

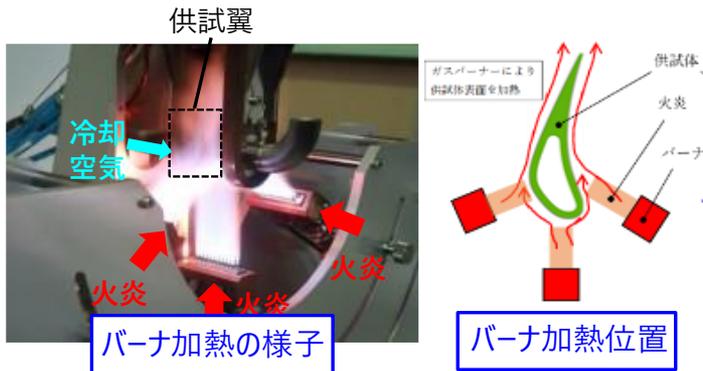


図2 CMC静翼バーナ加熱・冷却サイクル実証

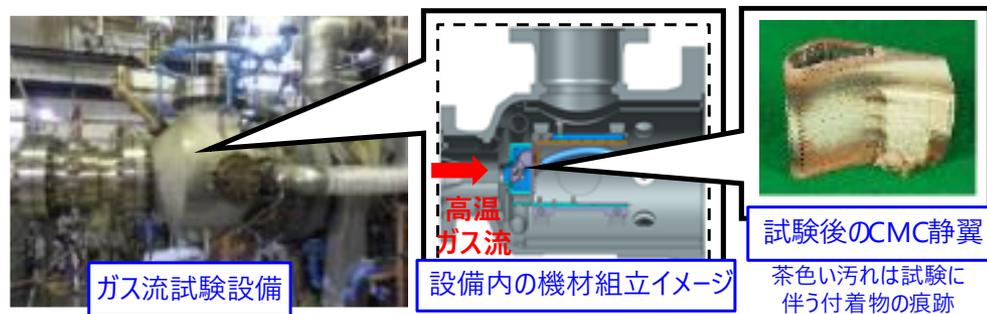


図3 CMC静翼高温ガス流健全性実証と試験後のCMC静翼

タービン効率実証の成果



図1 タービン効率実証（回転タービン試験）と製作した実証用動翼

■ 目標を大幅に上回るタービン断熱効率*1改善達成

CMC静翼に適用した設計と、メタル動翼に適用した損失低減設計による**効率向上効果を実機と相似な条件で回転タービン試験により実証**（図1）

適用した技術の多くが最大限の効果を発揮したことで、一部の技術について適用先を拡げることができ、**目標の2倍に迫る効率向上値の実証結果**（図2）

■ 成果のクオリティ

タービン効率は各航空エンジンメーカー社外秘の情報のため客観的な比較は困難だが、**過去の公開資料に基づく推定では世界最高効率を凌駕する成果**

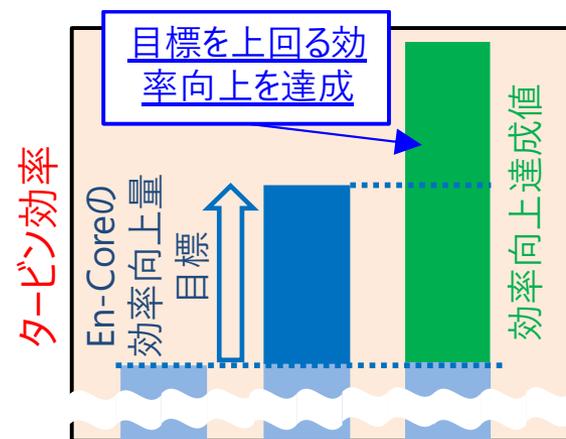


図2 タービン効率向上目標値と達成値

*1 タービン断熱効率

タービン入口から出口へ損失なく膨張する時に理論的に取り出せる仕事に対して、実際に得られる仕事の割合

- 査読論文

- 掲載済み6件、投稿中1件

- 口頭発表

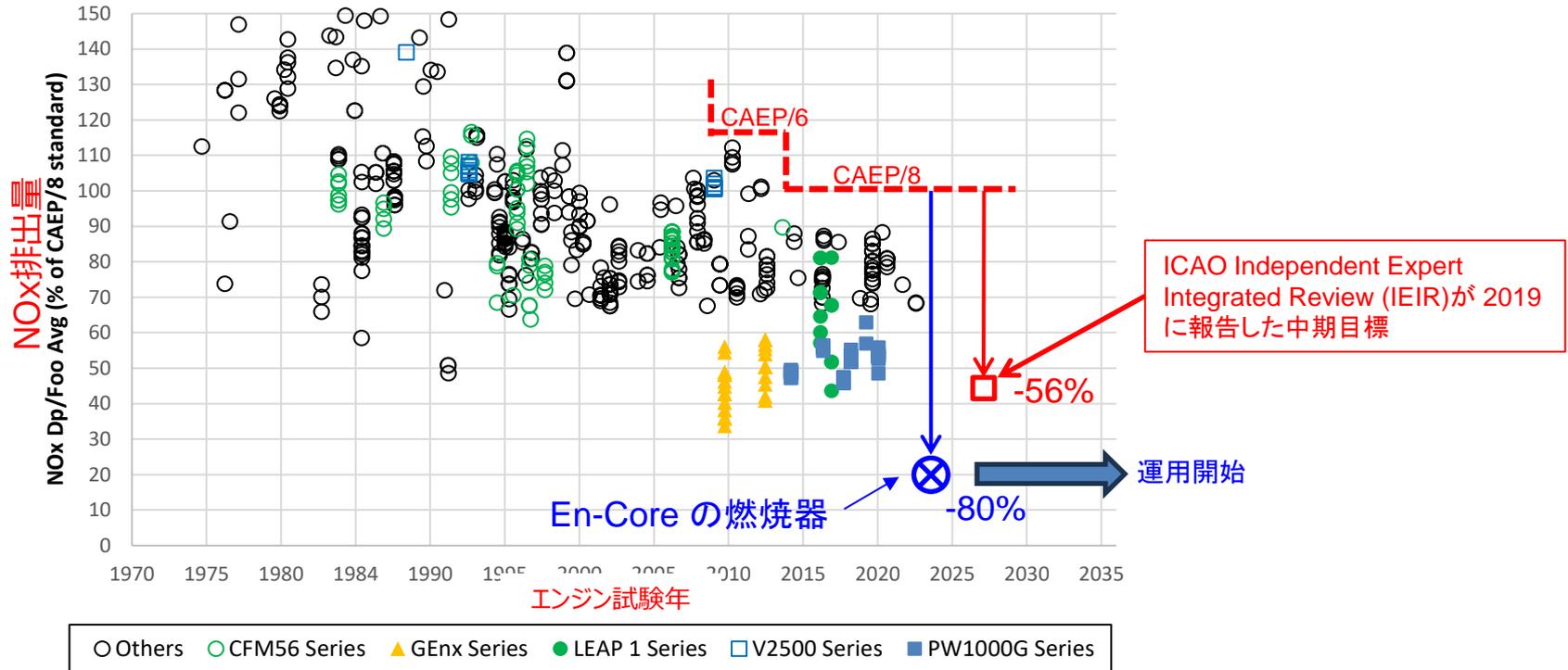
- 和文4件、英文4件

- 特許

- 2件出願準備中

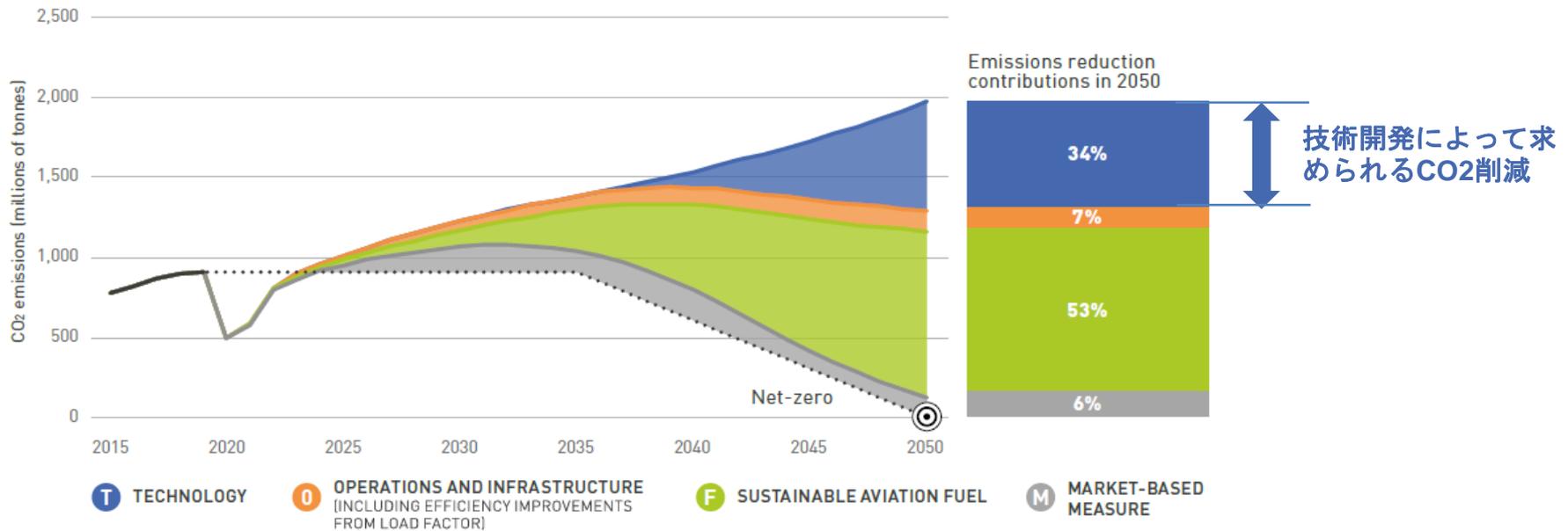
さらに、出願に向けて調整中の候補があるほか、先行特許に対する権利範囲の定義が困難、等の理由により、ノウハウとして秘匿すると判断したものもある

- 本研究で開発した超低NOxリーンバーン燃焼器のNOx 排出量は、ICAO IEIRの中期目標よりもさらに少ない値を実現する技術。
- この技術により2030年代中に運用を開始するエンジンの燃焼器への、国内メーカーの参画を目指す。



ICAO Emission Data Bank Issue 30 (23 July 2024) をもとに作成したNOx排出量比較

- 開発した技術によるタービン効率向上とタービン冷却空気量削減が、燃料消費削減に及ぼす効果を試算した。
- A320クラスの航空機による500海里のフライトでは、**燃料消費を2.3%削減**できる。
- ATAGによる2050Net-zero達成のためのシナリオのうち、技術開発による貢献を最も多く求めているシナリオ3(下図)で示す、「**技術開発により削減すべき割合34%**」の**約1/15に貢献**する成果で、この技術により2030年代中に運用を開始するエンジンの高圧タービンへの、国内メーカーの参画を目指す。



From “WAYPOINT2050” by ATAG (Air Transport Action Group) second edition September 2021

■ コアエンジン技術の社会実装に向けた活動

- 2030年代に就航が予想される次世代航空機用エンジンの開発の動向を注視しながら、本研究開発に参加し成果の受取り手である国内エンジンメーカー2社が、コアエンジンの高温高圧部への設計段階からの参画を目指し、実用化／事業化に向けた検討／活動を主体的に実施する。
- JAXAは、実用化に必要なエンジン搭載試験にむけた環状燃焼器形態での統合実証等、成果のより高いTRLでの実証や、CMCに代表される新材料の低コスト・高レート製造技術の開発等で、国内エンジンメーカーの活動を支援する。さらに、コアエンジン技術を核に、オープンロータや電動化等の、新世代の推進システム実現のための技術開発の取り組みを進める。

■ JAXA基盤技術の維持・強化

- 本研究開発で活用した燃焼器評価技術は、高温高圧燃焼試験設備と環状燃焼器試験設備による長年の燃焼器研究で蓄積・確立したもの。水素などの新燃料に対する研究開発に活用するとともに、さらなる高温高圧化に向けた評価能力の強化を図る。
- 回転タービン試験設備は、本研究開発で取り組んだ、冷却空気削減による効率へのインパクトを正確に評価できる、世界的にも数少ない試験設備である。タービンのさらなる小型高負荷化に対応した評価能力の維持・強化を進める。