

En-Coreプリプロジェクト (コアエンジン技術実証) の計画概要

宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

コアエンジン技術実証(En-Core)プリプロジェクトチーム チーム長
山根 敬

1. En-Coreの二つの課題

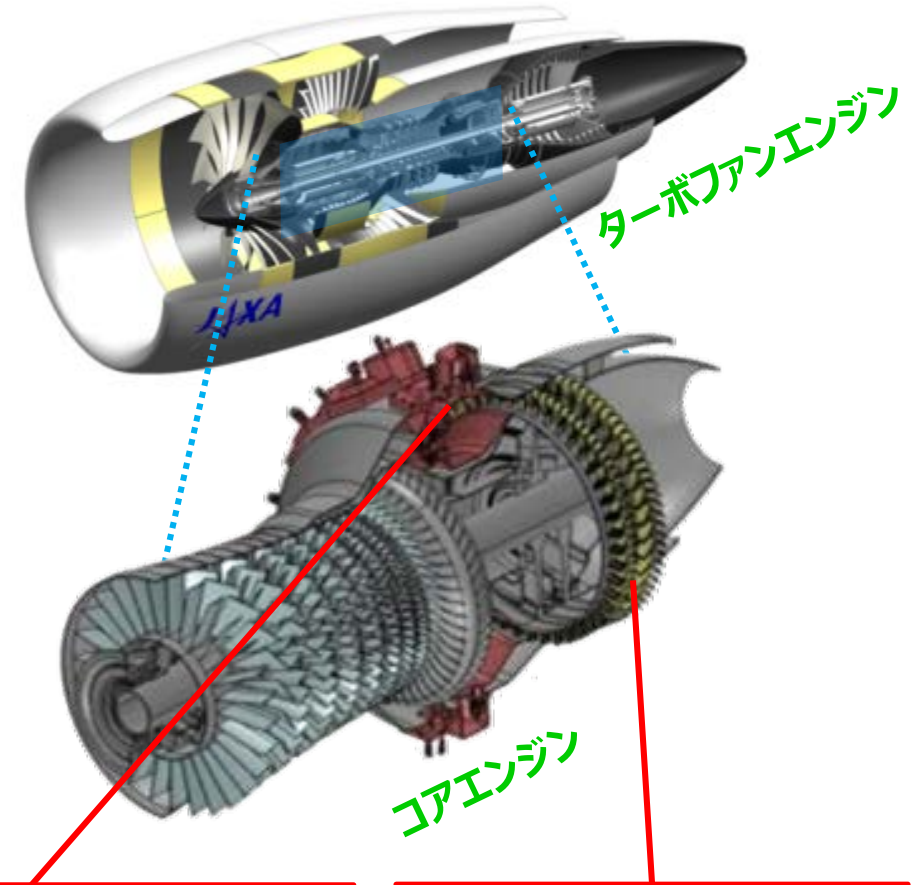
En-Coreとは

- NO_x(窒素酸化物)やCO₂(二酸化炭素)の排出量を減らす技術で競争力を強化するため準備中の新たなプロジェクト
- 略称の**En-Core (アン・コア)** は、Environment (環境) を重視したコア(Core)エンジンを意図

En-Coreの二つの課題

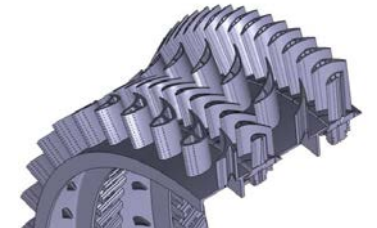
超低NO_xリーンバーン燃焼器 これまでのJAXAとメーカーによる低NO_x燃焼器の研究成果をもとに、研究室レベルの性能にとどまらずエンジンに搭載できるように実用レベルを高めたうえで、世界で最もNO_xの排出が少ない燃焼器性能の実証を目指す。

高温高効率タービン 損失の少ないタービンによるエンジン効率の向上を目的に、タービン翼の空力設計技術、高温下での耐熱材料技術・冷却技術など、JAXAとメーカーの研究開発成果を結集して、海外メーカーと勝負できるタービン効率の実証を目指す。

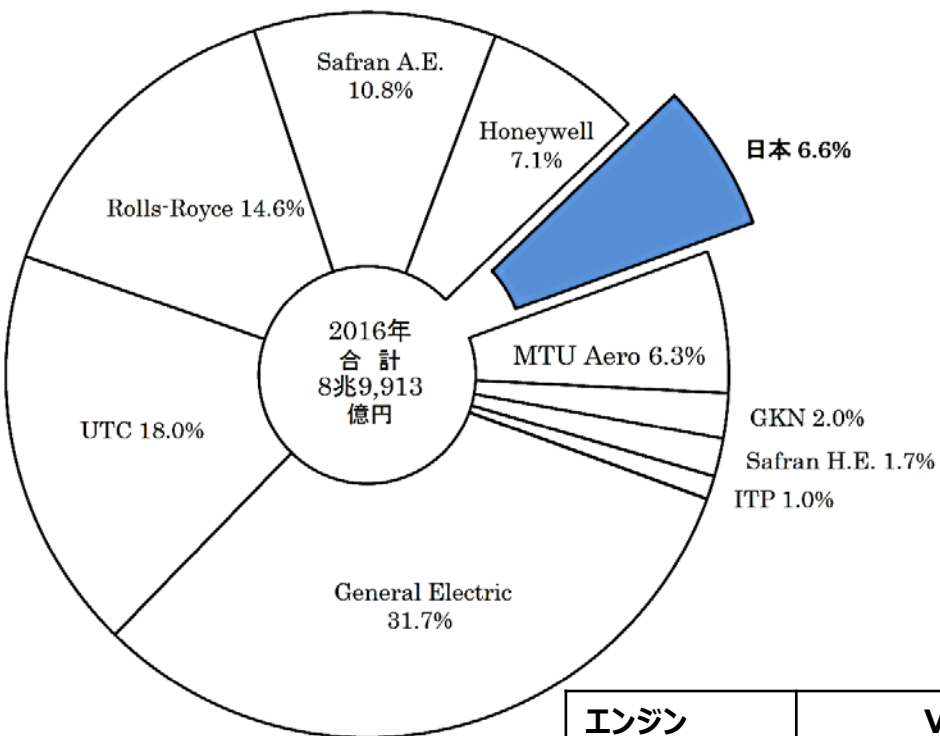


超低NO_xリーンバーン燃焼器

高温高効率タービン



2. 背景



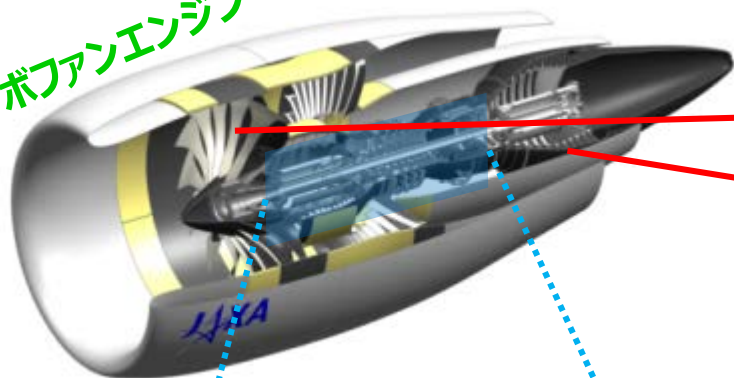
- 国内エンジンメーカー (IHI、KHI、MHI) の合計シェアは6.6% (2016年)
- 海外OEM (オリジナルエンジンメーカー) のリスク・シェアリング・パートナー (RSP)、サブコン等として、国際的にも一定の役割/存在感を示している。
- JAXAを中核に進めたFJRエンジンプロジェクト (1970~80年代) をきっかけに国内エンジンメーカーがV2500エンジン国際共同開発へ参画。
- 海外OEMエンジン開発において低圧部 (ファン、低圧圧縮機・タービン等) 分担の獲得へ。
- さらにエンジンの心臓部である**コアエンジン** (高圧部 (燃焼器、高圧タービン等)) の分担を獲得すれば、我が国航空エンジン産業の大きな飛躍に繋がる。

航空宇宙産業データベース
 (平成30年7月)
 ((一財)日本航空宇宙工業
 会資料より引用)

| エンジン | V2500 | CF34 | GEnx | 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% |

aFJR（高効率軽量ファン・タービン技術実証）プロジェクト

ターボファンエンジン



低圧系

ファン

高効率軽量ファン技術の開発

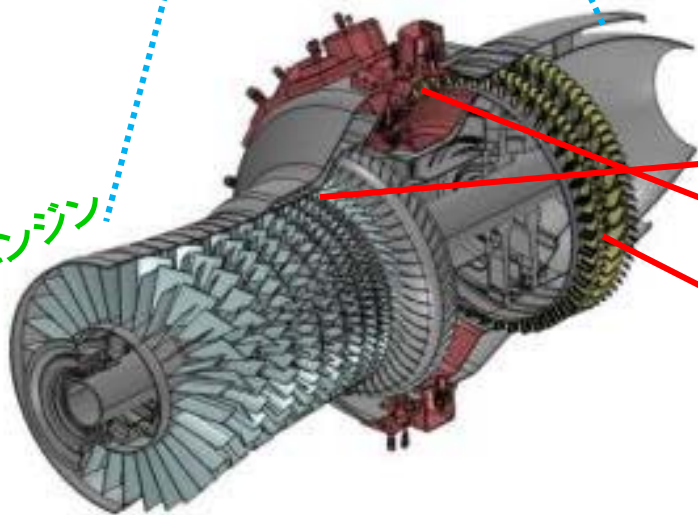
低圧タービン

軽量低圧タービン技術の開発

軽くする！

ロスを減らす！

コアエンジン



高圧系

高圧圧縮機

燃焼器

高圧タービン

グリーンエンジン技術の研究開発（部門事業）としてFY29まで実施

高圧系のうち、特に高温部の競争力強化につながる技術開発にとりくむのが

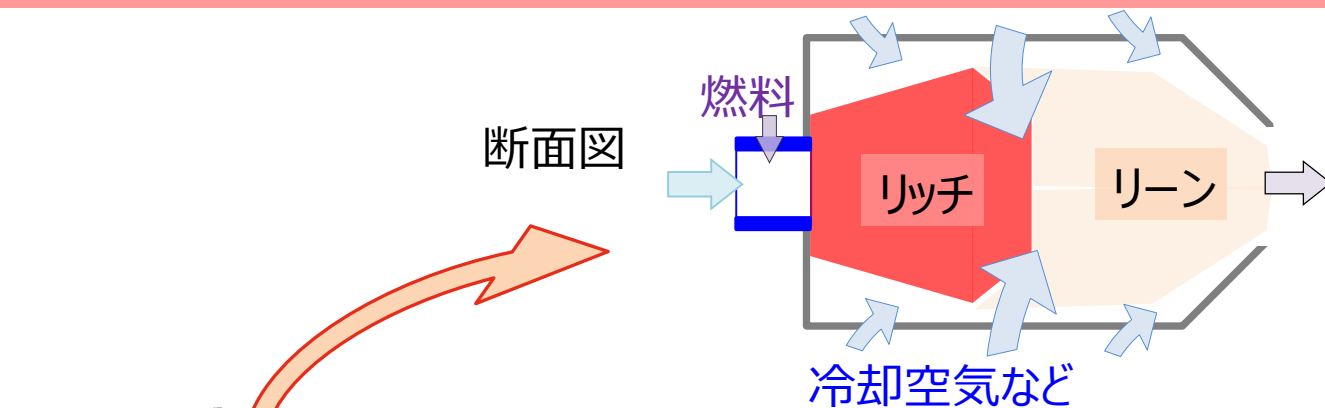
En-Core

高温化！

NOxを減らす！

ロスを減らす！

リッチ・リーン (過濃希薄、RQL) 燃焼方式 (従来型)



航空エンジン
燃焼器

RQL燃焼器の特徴

- 燃料リッチ領域で安定燃焼。
- 燃料と混ぜる空気は少なくすすむ。
- 燃焼後、急速に空気と混ぜる。

欠点

- リッチとリーンの境界でNOx発生。

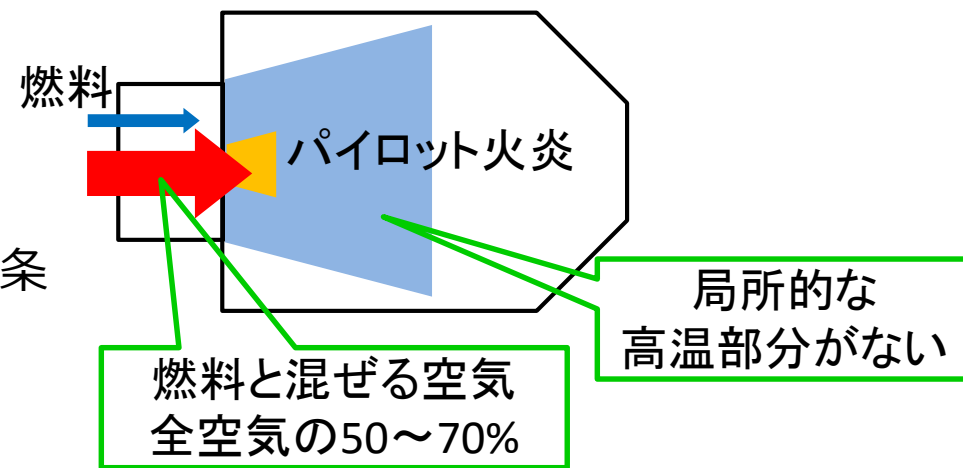
リーンバーン (希薄予混合) 燃焼方式

リーンバーン燃焼器の特徴

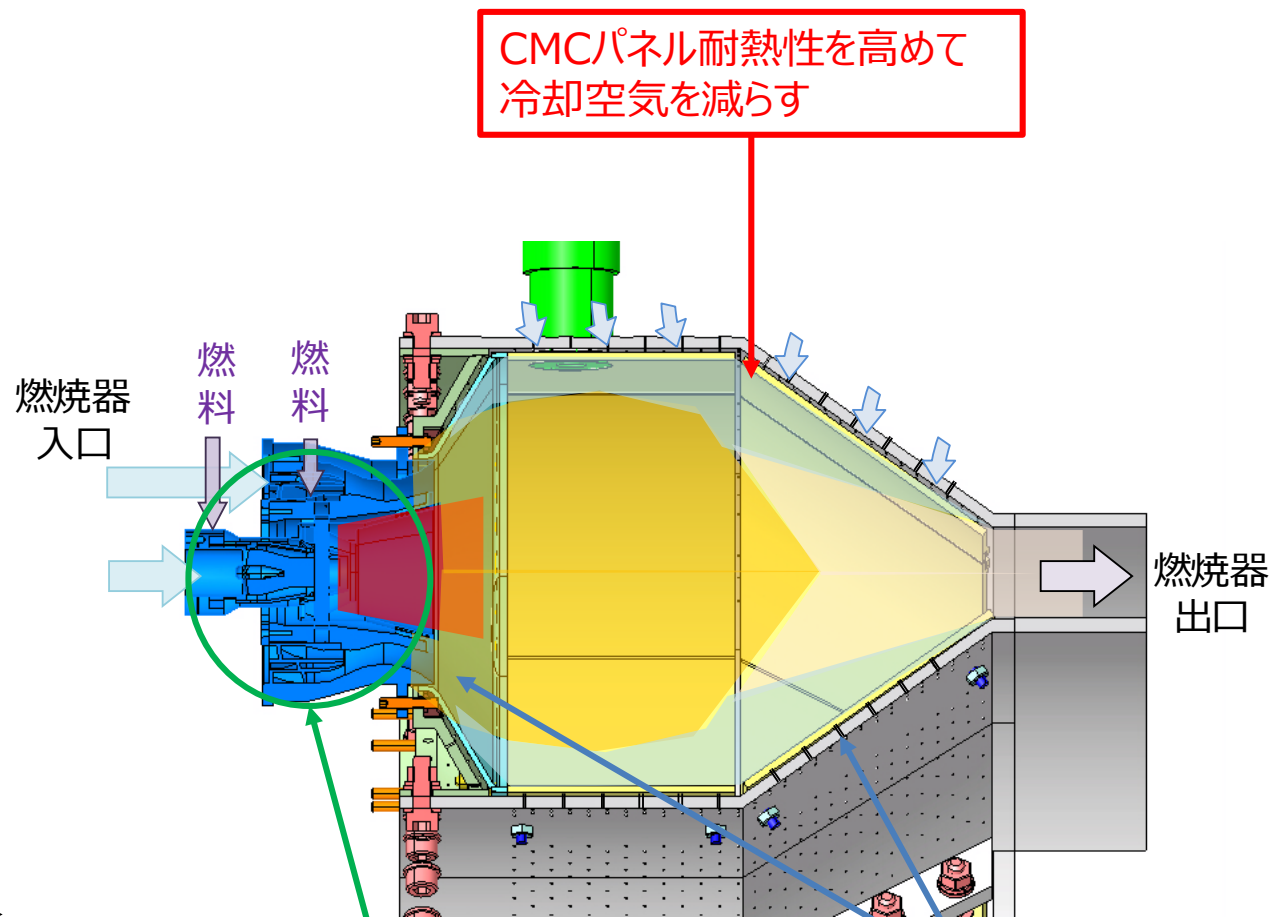
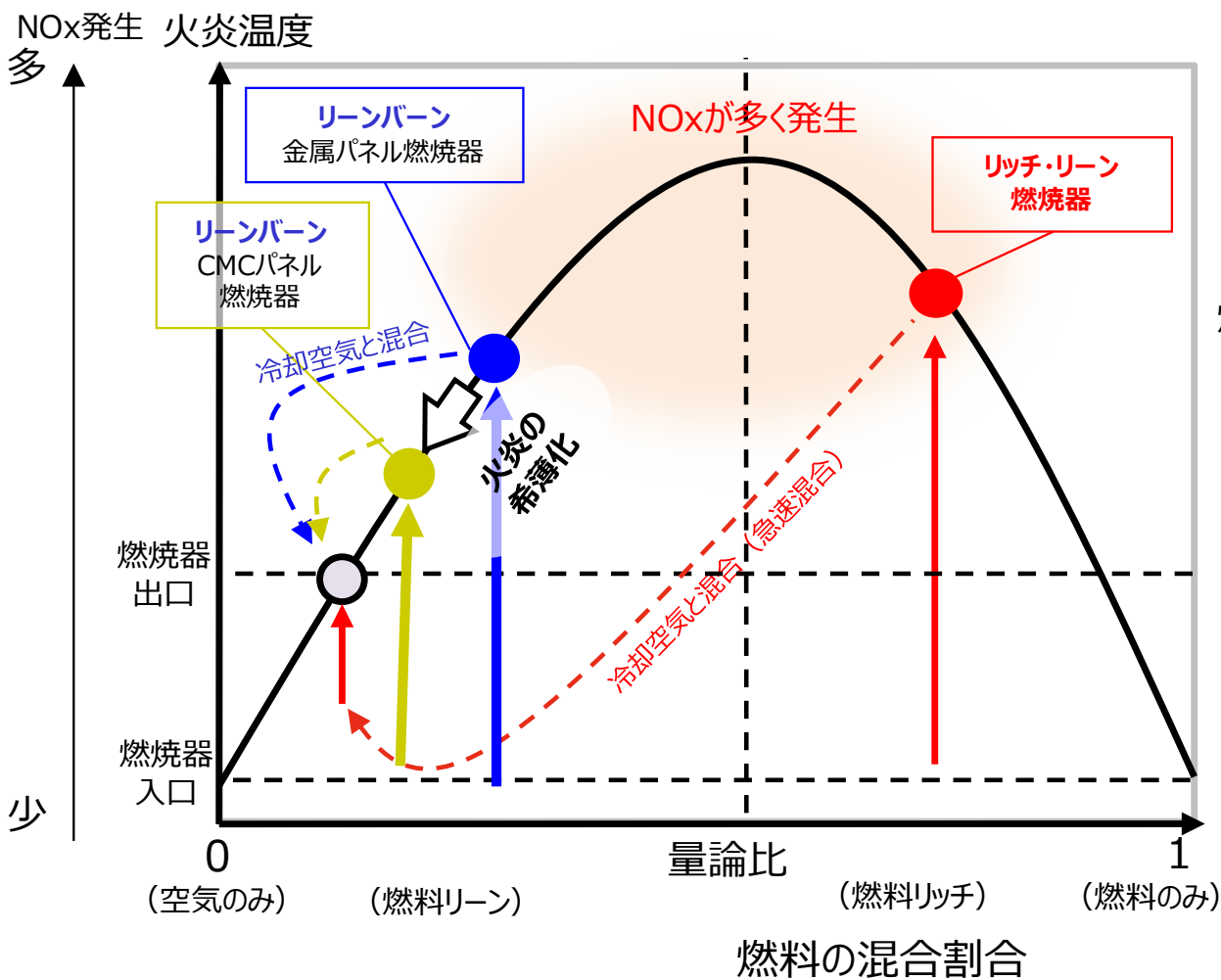
- リッチ領域がないのでNOx発生条件領域がほとんど存在しない。

欠点

- 不安定燃焼になりやすい。
- 燃料と混ぜる空気がたくさん必要。



4. 超低NOxリーンバーン燃焼器 (2 / 3)



4. 超低NOxリーンバーン燃焼器 (3 / 3)

TRL (Technology Readiness Level)
技術成熟度

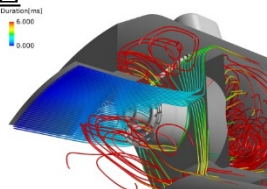
TRL 2

- 燃料ノズルの設計
- 振動燃焼抑制技術開発など



噴霧解析装置

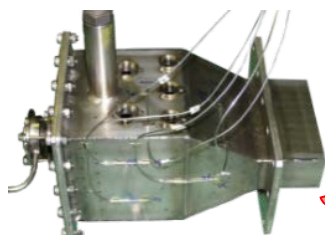
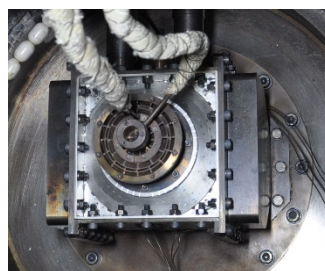
高圧噴霧試験装置



燃料ノズル開発 ノズルの流れの数値解析

TRL 3

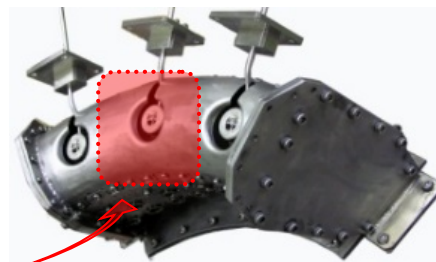
ノズル1つ分で
実機環境 (圧力・温度)
性能実証



シングルセクタ燃焼器

TRL 4

複数ノズル (マルチセクタ)
で実証



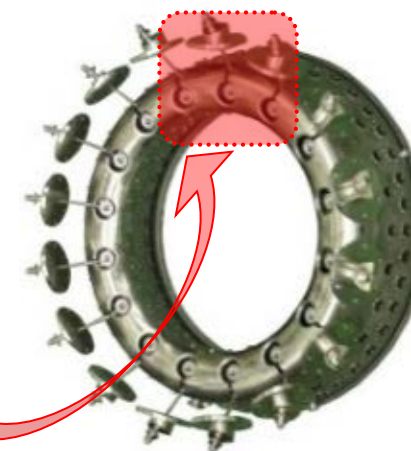
マルチセクタ燃焼器



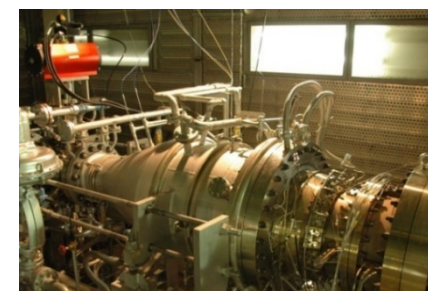
高温高圧燃焼試験設備 (TRL3-4)

TRL 5

実機相当の環状燃焼器
で実証



環状 (アニュラ) 燃焼器



環状燃焼器試験設備(TRL5)



燃焼の様子

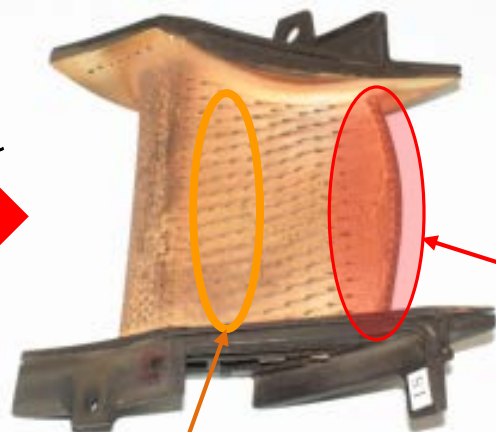
5. 高温高効率タービン (1 / 2)

コアエンジンのタービン (CG)

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。

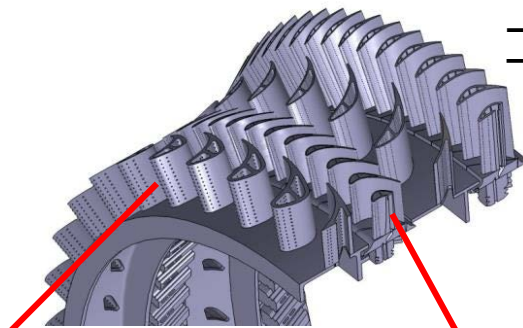
高温ガスの流れ



タービン静翼の例

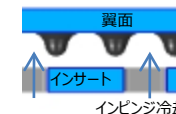
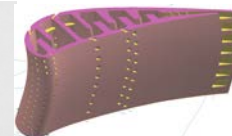
フィルム冷却技術

翼の周りの高温ガスの流れと、翼から噴き出す冷却空気が混合する領域で、損失が発生する。これを抑制する。

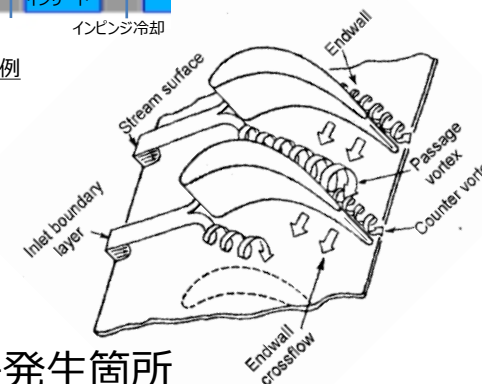


翼内部冷却技術

冷却効果がより高い内部冷却構造を採用して、必要冷却空気量を減らす。



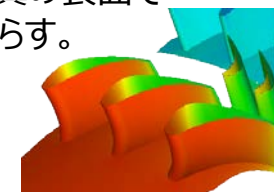
内部冷却構造の例



様々な損失発生箇所

3D損失低減空力設計技術

三次元設計により翼の表面で発生する損失を減らす。



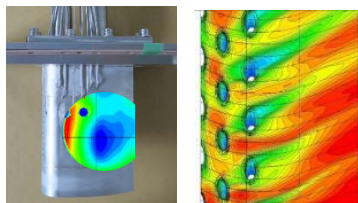
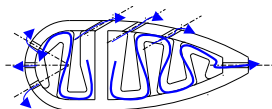
例：翼を反らせて負荷を均一化する。

5. 高温高効率タービン (2/2)

TRL (Technology Readiness Level)
技術成熟度

TRL 2

- 高効率冷却性能
- 低損失空力形状
- 耐熱材料適用技術



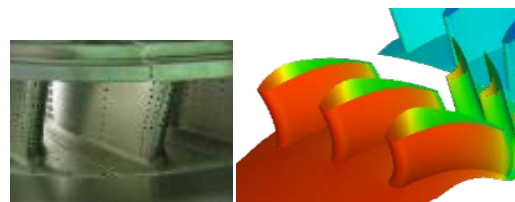
タービン翼冷却性能
模型実験・解析評価



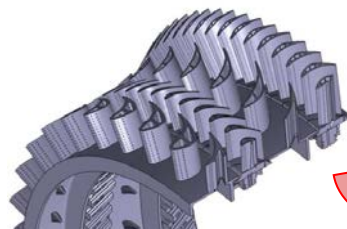
耐熱材料評価

TRL 3

- タービン空力設計
- 構造設計
- 翼列性能評価



CFDによる低損失設計



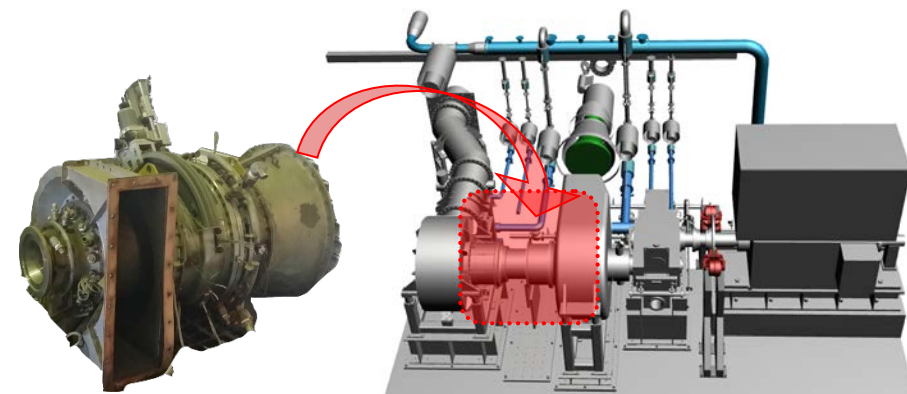
タービン設計



タービン翼列性能評価

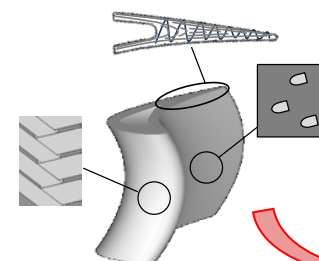
TRL 4

- 回転タービン試験で性能（効率）実証
- 高温高圧環境で健全性実証

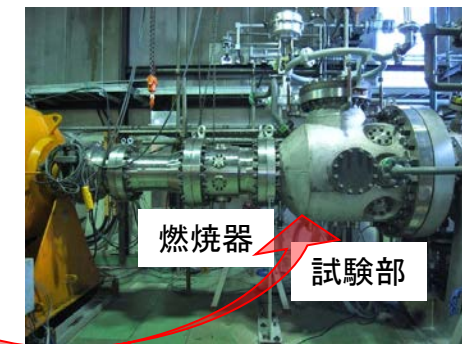


回転タービン試験部

回転タービン試験設備



耐久性評価翼

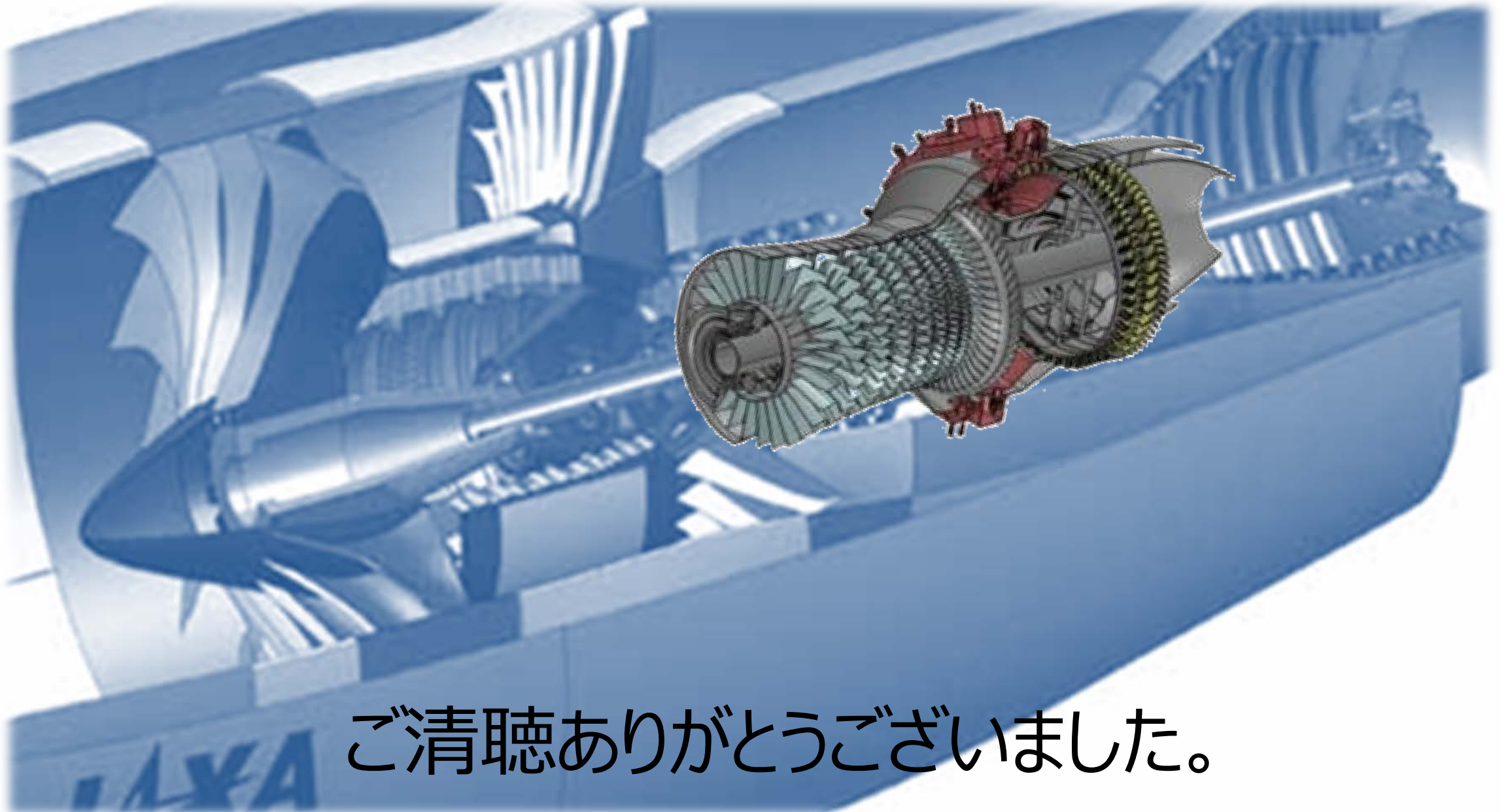


燃焼器

試験部

高温高圧試験チャンバーで
試作翼の健全性実証

- 低圧系 (aFJR) から高圧系 (En-Core)へ
- NO_x(窒素酸化物)やCO₂(二酸化炭素)の排出量を減らす技術で競争力を強化
- 二つの課題
 - 超低NO_xリーンバーン燃焼器
 - 高温高効率タービン
- プロジェクト成果をもとに、実用化支援へ



ご清聴ありがとうございました。