



JAXAの航空エンジン研究

Aeroengine Researches in JAXA



宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

推進技術研究ユニット / En-Coreプロジェクトチーム

JAXAの航空エンジン研究

Aeroengine Researches in JAXA

宇宙航空研究開発機構 航空技術部門
推進技術研究ユニット / En-Coreプロジェクトチーム

目次

- 高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR)
aFJR: Advanced Fan Jet Research (FY2013-FY2017) 3
- コアエンジン技術実証 (En-Core)
En-Core: Environmentally Compatible Core Engine Technology Research 4
- 次世代ジェットエンジンの設計・解析技術開発 (DANTE)
DANTE: Design and Analysis of Next generation Technologies for jet Engines 5
- 航空エンジン技術実証
Aeroengine Technology Demonstration 6
- 極超音速推進技術
Hypersonic Propulsion Technology 7
- 航空エンジン制御技術
Aeroengine Control Technology 8
- 高性能ターボ要素技術
High Performance Turbomachinery Technology 9
- 航空エンジン構造・材料技術
Aeroengine Structures & Materials Technology 10
- 航空エンジン燃焼器技術
Aeroengine Combustor Technology 11
- 航空エンジン騒音低減技術
Aeroengine Noise Reduction Technology 12
- 高温タービン技術
High Temperature Turbine Technology 13
- 再生可能エネルギー技術
Renewable Energy Technology 14

JAXA (NAL) におけるプロジェクト・研究開発

Projects and Research at JAXA (NAL)

NAL
航空宇宙技術研究所
National Aerospace Laboratory of Japan
2003年JAXAに統合
Reorganized into JAXA in 2003

JAXA
宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency
2003年より
since 2003

V/STOL 機に関する研究 (JR100, 120, 200, 220)
Project on V/STOL Aircrafts

1962 1974



民間航空機用高バイパス比ターボファンエンジンの研究開発 (FJR710)
Project on High Bypass Ratio Turbofan Engines for Commercial Applications

1971 1982

ファンジェット STOL 機の研究 (FJR710/600S)
Project on STOL Aircrafts with Fan-Jet Engines

1977 1988



高効率軽量ファン・タービン技術実証プロジェクト
advanced Fan Jet Research (aFJR) Project

コアエンジン技術実証プロジェクト
Environmentally Compatible Core Engine (En-Core) Technology Research Project

2013 2018 2024

グリーンエンジン技術の研究開発
Green Engine Technology Research

次世代ジェットエンジンの設計・解析技術開発
Design and Analysis of Next generation Technologies for jet Engines (DANTE)

2013 2018 2023

クリーンエンジン技術の研究開発
Clean Engine Technology Research

2003 2013

共同研究開発
Joint R&D

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発
Research on Eco Engine

2003 2013

NEDO / METI



超音速輸送機用推進システムの研究開発
Super/Hyper-Sonic Propulsion System (HYPR project)

1989 1999

NEDO / MITI

環境適応型次世代超音速推進システム技術の研究開発
Environmentally Compatible Propulsion System for Next Generation Supersonic Transport (ESPR Project)

2004

NEDO / METI

外部機関との共同研究開発

Joint Projects and Research with External Organizations

MITI
通商産業省 2000年まで
Ministry of International Trade and Industry till 2000

METI
経済産業省 2001年より
Ministry of Economy, Trade and Industry since 2001

NEDO
新エネルギー・産業技術総合開発機構
New Energy and Industrial Technology Development Organization



1950s

1960s

1970s

1980s

1990s

2000s

2010s

2020s



高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR)

aFJR: Advanced Fan Jet Research (FY2013-FY2017)

地球温暖化への対策として環境基準が年々厳しくなっており、燃費が良く、排気のきれいな航空エンジンが求められています。aFJRプロジェクトでは、国内メーカーと共同で世界初となる複合材ファンブレードの中空化や、タービンブレードのセラミック基複合材化等による軽量化および高効率化を実現し、海外の最新開発エンジンと比較した燃費低減目標を7割上回る世界トップレベルの燃費低減技術を開発しました。

Environmental standards for aircraft engines have become tightened amid global warming, and the world's demand for more green engines with better fuel efficiency and low emissions is growing. In the aFJR project, in collaboration with manufacturers, we achieved weight reduction and high efficiency with the world's first hollow composite fan blade and a turbine blade with ceramic matrix composite. We have developed the world's top fuel efficiency reduction technology that exceeds the fuel efficiency reduction target compared to the latest engine.

株式会社 IHI、東京大学、筑波大学、金沢工業大学との共同研究
Joint research with IHI Corporation, the University of Tokyo, University of Tsukuba, Kanazawa Institute of Technology

高効率軽量ファン技術

High Efficiency, Light-Weight Fan Technology

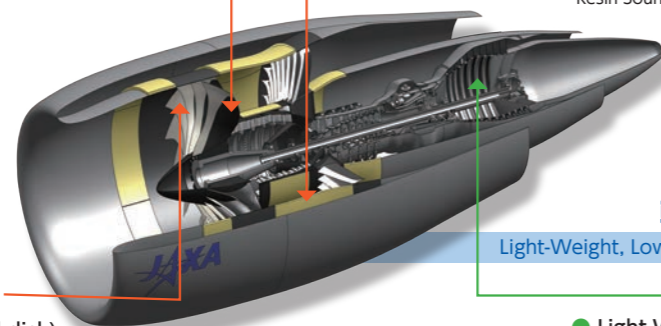
- 高効率ファン (空力効率向上)
- High Efficiency Fan (improving the aerodynamic efficiency)

層流化設計を用いたファン動翼を試作し、空力性能試験で空力効率を実証しました。またフラッタ予測CFDが層流ファン動翼のフラッタ回避設計に有効であることを確認しました。

A prototype rotor blade with a laminar flow design was manufactured and aerodynamic efficiency was verified by aerodynamic performance tests. We also confirmed that flutter prediction CFD is effective for flutter avoidance design of laminar flow fan blades.



高効率ファン空力性能試験
High Efficiency Fan Aerodynamic Performance Test



- 軽量ファン (ブレード、ディスク)
- Light-Weight Fan (blades and disk)

炭素繊維強化プラスチック (CFRP) 製ブレードの中空化に成功し、軽量の複合材ファンブレード技術を開発しました。CFRP積層構造やメタル接合部を含め、高速衝撃時の損傷解析技術・設計製造技術を向上させ、中空構造を実現することができました。

Succeeded in hollowing out carbon fiber reinforced plastic (CFRP) blades and developed lightweight composite fan blade technology. The hollow structure has been realized by improving the damage analysis technology and design manufacturing technology at high speed impact including CFRP laminated structure and metal joint.



中空構造ファンブレード
Hollow Structure Fan Blade

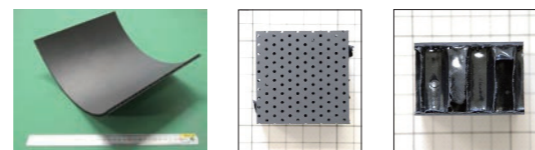


高速衝撃試験・解析
High-Speed Impact Test and Analysis

- 軽量吸音ライナ
- Light-Weight, Sound-Absorbing Liner

既存のアルミ製吸音ライナに代わる樹脂製吸音ライナの成形に成功し、アルミ製吸音ライナと比べ40%以上の軽量化を実現しました。

We succeeded in forming a resin sound absorption liner that replaces the existing aluminum sound absorption liner, achieving a weight reduction of 40% or more compared to the aluminum sound absorption liner.



フルスケール供試体 Full Scale Test Specimen
樹脂製吸音ライナ Resin Sound Absorption Liner

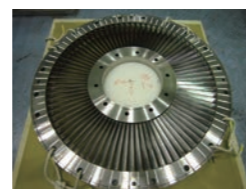
軽量低圧タービン技術

Light-Weight, Low-Pressure Turbine Technology

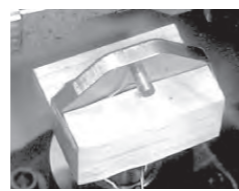
- 軽量低圧タービン
- Light-Weight, Low Pressure Turbine

セラミックス基複合材料 (CMC) 製ブレードに適した過回転防止設計を開発し、回転衝撃破壊試験において安全にCMCブレードを破壊できることを実証しました。また低圧タービン翼列のフラッタ発生を回避する設計を可能とするため、翼列風洞試験によりフラッタの発生限界を実際に計測しました。

We have developed an over-rotation prevention design technology suitable for blades made of ceramic matrix composite (CMC), and demonstrated that it is possible to break CMC blades safely in rotational impact fracture tests. In order to obtain flutter prediction technology for low pressure turbine cascades, the wind tunnel cascade test measured the flutter generation limit.



低圧タービンフラッタ試験供試体
Low Pressure Turbine Flutter Test Model



CMC 翼モデル回転衝撃破壊試験
CMC Wing Model Rotational Impact Failure Test

コアエンジン技術実証 (En-Core)

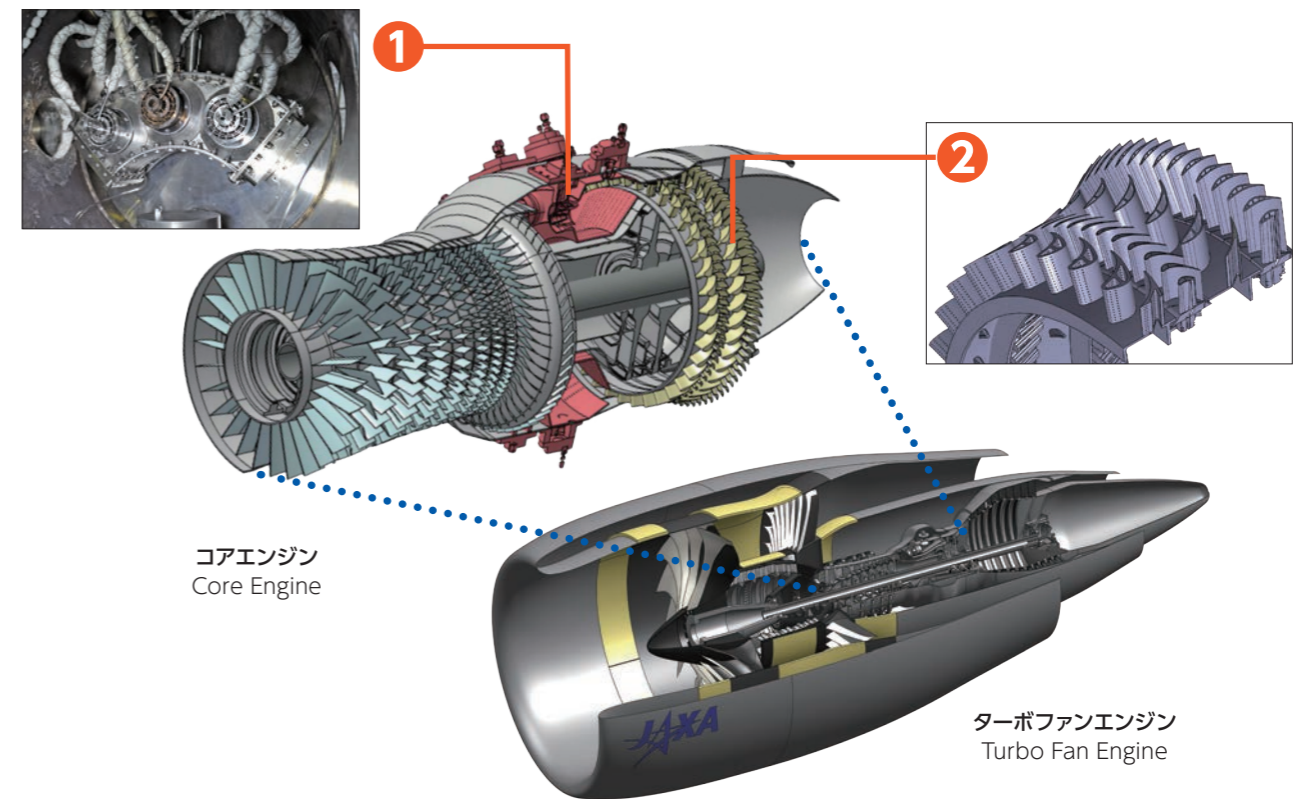
En-Core: Environmentally Compatible Core Engine Technology Research

ターボファンエンジンでファンが推力を生み出すための動力源であるコアエンジンのうち、特に燃焼器と高圧タービンはエンジンの中でも最も高温・高圧で、海外メーカーが強みを持つ部分です。国内メーカーはエンジンの低温・低圧部で一定の分担を獲得していますが、航空機エンジン産業におけるさらなる飛躍のためには、高圧部分の分担の獲得が期待されます。そこでJAXAでは、NOx (窒素酸化物) や CO₂ (二酸化炭素) の排出量を減らす新たな研究開発プロジェクトを開始し、国内メーカーと共同で競争力のある技術の獲得を目指します。略称のEn-Core (アン・コア) は、Environment (環境) を重視したコア (Core) エンジンを意図しています。

En-Coreは2018年度から2023年度までのプロジェクトで、「超低NOxリーンバーン燃焼器」と「高温高効率タービン」の2つの技術課題に取り組みます。いずれの課題でも、従来の耐熱金属よりも高温で使用できる耐熱複合材 (セラミックス基複合材、CMC) を活用して使用する冷却空気を削減することが課題達成の鍵の一つです。

The power for turbo fan engine propulsion is generated by core engine. World's major jet engine manufacturers dominate the production of core engines, especially high-temperature, high-pressure parts such as combustors and high-pressure turbines. Getting its share would be a leap for Japanese manufacturers which already have a good share in low-pressure parts. JAXA started a new project which aim to obtain competitive technologies to reduce NOx (nitrogen oxides) and CO₂ (carbon dioxide). The project name "En-Core" represents an Environmentally compatible Core engine.

En-Core is a 6-year R&D project until FY2023. It consists of two major targets, "Ultra-low NOx Lean Premixed Combustor" and "High-temperature, High-efficiency Turbine" technology developments. The usage of CMC (ceramic matrix composite) will be the key technology which reduce the cooling air usage in both targets.



1 超低NOxリーンバーン燃焼器

Ultra-Low NOx Lean Premixed Combustor

世界で最もNOxの排出が少ない燃焼器性能の実証を目指します。そのために、CMCの耐熱性を生かして燃焼器の冷却空気を減らすことでリーンバーンに必要な空気量を増やすとともに、発生しやすくなる燃焼振動を抑制します。同時に燃料ノズルの熱対策や燃料制御など、実用化に必要な性能を確保します。

The world's lowest NOx emission is the target of the combustor technology development. Increasing the combustion air by reducing the cooling air using the CMC is a key for realizing the ultra-low NOx lean burn combustor, as well as the suppression of combustion oscillations. Technologies for practical combustors, such as the thermal management of fuel nozzles and fuel control, will also be developed.

2 高温高効率タービン

High-Temperature, High-Efficiency Turbine

世界最高レベルのタービン効率の実証を目指します。現行の耐熱超合金よりも約200℃高い耐熱性を持つCMC材料や先進的な冷却構造による冷却空気の削減、三次元空力設計による損失低減を統合して、タービン効率の向上を実現します。

The competitive higher efficiency is the target of the turbine technology development. The smaller usage of cooling air and the 3D aerodynamic design will be integrated to reduce the losses. CMC with higher heat resistance by about 200 deg. C than the latest superalloy, the advanced cooling structures, and various aerodynamic designs will be incorporated.

航空エンジンには環境、安全、利便、整備など幾つかの性能を向上させることが求められます。次世代ジェットエンジンの設計解析技術の研究は、エンジンの多様なニーズに応える設計に貢献するべく、システム性能、高圧圧縮機、低騒音、複合材の4つの研究課題に取り組みます。新技術を取り込んだエンジン概念は、燃費や推力などエンジンの基本性能を変化させます。高圧圧縮機の作動を予測することは、エンジンの性能を高めます。空力音響設計技術は、高バイパス比に伴う騒音問題に対処します。複合材の耐久性評価は、要素の寿命改善に貢献します。

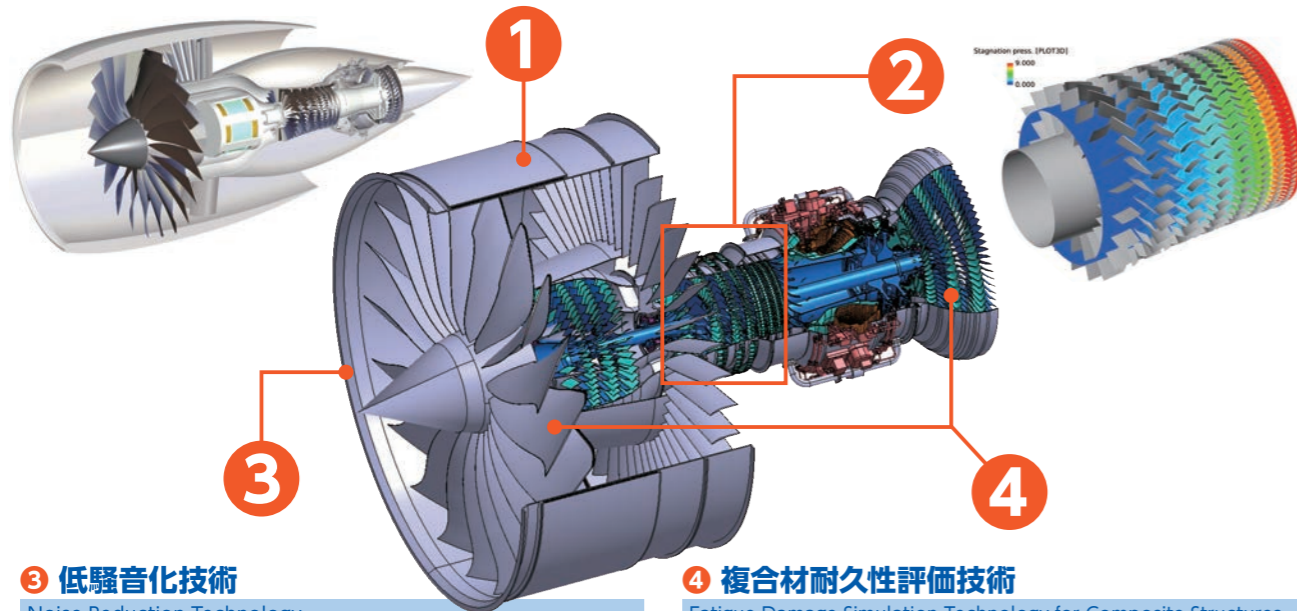
Aeroengines are required to improve their performances for safety, convenience, maintenance and environment. A R&D program of "Design and Analysis of Next generation Technologies for jet Engines (DANTE)" tackles four key studies regarding performance of engine system, high-pressure compressor, noise reduction, and composite structure. New engine concepts incorporating new technologies would improve the engine performances, including fuel consumption and thrust. Precisely predicting the behavior of high-pressure compressors would enhance engine performances. Aero-acoustic design technologies would resolve the noise issues associated with higher bypass ratio engines. Evaluating durability of composite structures would contribute to expanding the life of components.

① エンジン高性能化技術

Engine Performance Improvement Technology

新しいエンジン要素を組み込んだ推進システムのモデルを提案し、燃料消費や重量を評価します。

The models of propulsion system incorporating the new and emerging components are proposed. Fuel consumption and weight of the model are evaluated for these models.



③ 低騒音化技術

Noise Reduction Technology



数値解析並びに実験を通じて、超高バイパス比エンジンのディストーション軽減並びに低騒音化に貢献する技術を研究します。

With computational and experimental approaches, technologies for reducing inlet distortion and engine noise of future ultra-high bypass engines are studied.

② 高性能圧縮機技術

High-Efficiency Compressor Design Technology

数値解析コードの精度を高めて、多段圧縮機の設計技術を研究し、圧縮機の高性能・高効率化を目指します。

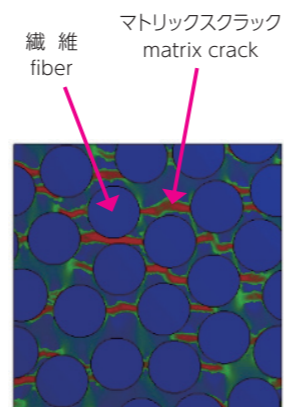
The design technologies for high-performance and high-efficiency multi-stage compressors are developed using highly accurate CFD code.

④ 複合材耐久性評価技術

Fatigue Damage Simulation Technology for Composite Structures

複合材疲労解析によって、CFRP ファンブレード、セラミクス基複合材 (CMC) 低圧タービン翼の耐久評価技術を研究します。

Technologies of evaluating the durability of composite structures such as CFRP fan blades and CMC low-pressure turbine blades are studied through fatigue analysis.



航空エンジンは多数の要素が組み合わされた高度なシステムです。エンジンの個々の要素の先進技術も、エンジン搭載環境での実証を経て実用化が可能となります。技術実証用ターボファンエンジンを用いた要素技術の実証と、先進エンジンシステム概念の概念検討を行います。

Aeroengine system is composed of many components forming a highly advanced system. Advanced component technologies developed through research projects are tested by installing in turbofan engines to step forward for the level of technological maturity adequate for practical use.

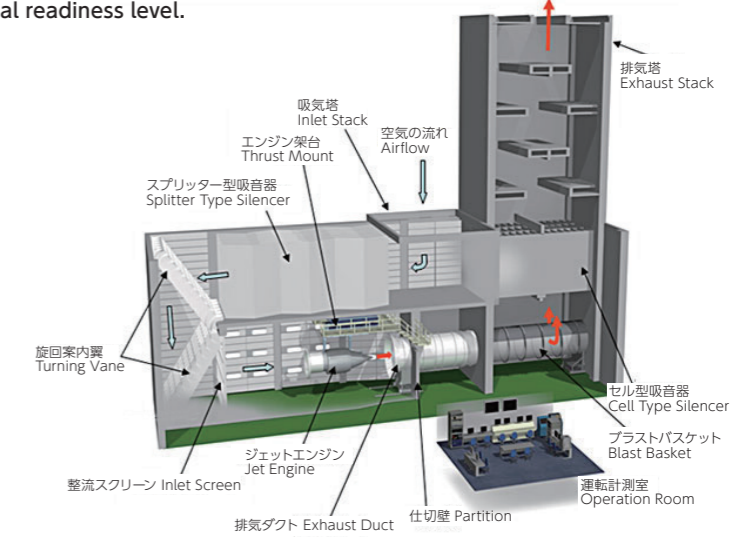
技術実証用ターボファンエンジンを用いた要素技術実証

Aeroengine Technology Demonstration Using Turbofan Engines

- 地上エンジン運転試験設備と、エンジン要素技術実証のための技術実証用ターボファンエンジンを整備しています。
- 提案された新しい先進要素技術を地上環境において評価し、産業界や大学・JAXA 等が開発した技術の実用化促進に貢献します。
- The ground-level enclosed jet engine test facility is in operation equipped with turbofan engines for advanced engine technologies.
- Advanced component technologies developed through projects and fundamental research are tested in ground-level environment to advance technological readiness level.



エンジン運転セル
Jet Engine Test Cell

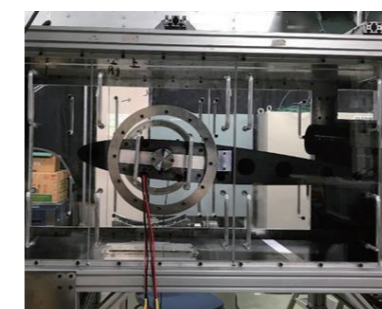


地上エンジン運転試験設備
Overview of the Jet Engine Test Facility

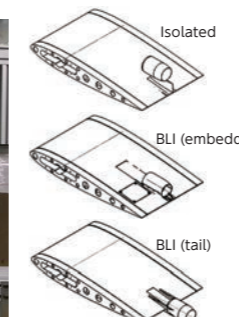
エンジンシステムに関する研究

Conceptual and Design Study on Advanced Propulsion System

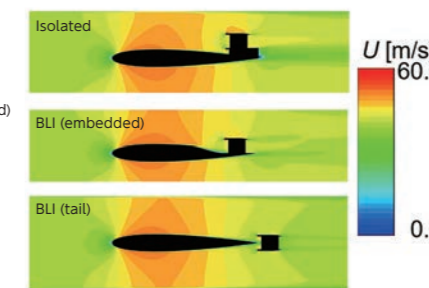
- 環境適合性や経済性に優れたエンジンシステムや機体 / エンジン統合技術を研究しています。
- JAXA is conducting conceptual, preliminary-design and fundamental studies on advanced propulsion system and engine/airframe integration technologies.



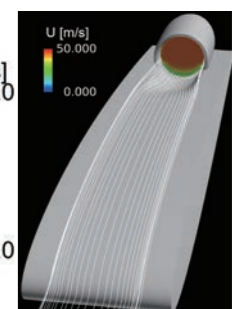
JAXA 65cm x 55cm 小型低乱風洞に搭載した実験装置
Experimental apparatus in JAXA 65cm x 55cm Low-Turbulence Wind Tunnel.



実験装置概要
Schematic of Experimental Apparatus



軸方向速度成分分布
Axial-Direction Velocity Contour



機体上面における流線分布
Streamlines over Airframe

実験装置
Experimental Apparatus

FaSTAR を用いた数値計算結果例
Numerical Simulation Results Using FaSTAR

極超音速推進技術

Hypersonic Propulsion Technology

極超音速旅客機に適用する極超音速予冷ターボジェット的设计、製作、実験を進めてきました。このエンジンは、極超音速飛行における高温流入空気を冷却するために、コアエンジン上流に設置された予冷器を使用します。このエンジンは離陸からマッハ5まで連続して作動させることができます。

Design, production, and experiments of hypersonic pre-cooled turbojet engine that can be applied to hypersonic aircraft has been progressed. This engine uses a pre-cooler, which is placed at upstream of the core engine in order to cool the incoming hot air during hypersonic flight. The engine can be operated continuously from take-off to Mach 5 speed.

極超音速予冷ターボジェットの試験

Experiments of Pre-Cooled Turbojet Engine

- マッハ5における空気温度は 1300K 程度になります。この温度が極低温の液体水素を使用する予冷器によって、600K 程度まで低下します。極超音速予冷ターボジェットエンジンはこの予冷器によって保護されています。また、予冷によって圧縮動力が低減するためエンジンの推力が向上します。極超音速予冷ターボジェットの性能は、地上静止燃焼実験と極超音速推進風洞実験によって検証されてきました。
- The air temperature at Mach 5 is about 1300K. The temperature can be reduced to approximately 600K by the pre-cooler using cryogenic liquid hydrogen. The pre-cooled turbojet engine is thermally protected by the pre-cooler. Additionally, the compression power is reduced by pre-cooling and the thrust of the engine is increased. Performance of hypersonic pre-cooled turbojet engine has been validated by ground combustion experiments and propulsion wind tunnel experiments.



地上静止燃焼実験
Sea Level Static Firing Experiment



極超音速推進風洞実験
Hypersonic Propulsion Wind Tunnel Experiment

極超音速実験機の設計解析

Design Analysis of Hypersonic Experimental Aircraft

- 極超音速旅客機の実現を目指して、極超音速実験機の設計解析を進めています。国産観測ロケットを用いて、極超音速実験機をマッハ5で飛行させることを検討しています。この飛行実験で、極超音速予冷ターボジェットマッハ5推進性能を評価することを目指しています。
- Design analysis of hypersonic experimental aircraft is under progress toward the realization of hypersonic passenger aircraft. Mach 5 flight of hypersonic experimental aircraft is studied using Japanese sounding rocket. Mach 5 propulsive performance will be evaluated by the flight experiment.



極超音速旅客機
Hypersonic Transport Aircraft

航空エンジン制御技術

Aeroengine Control Technology

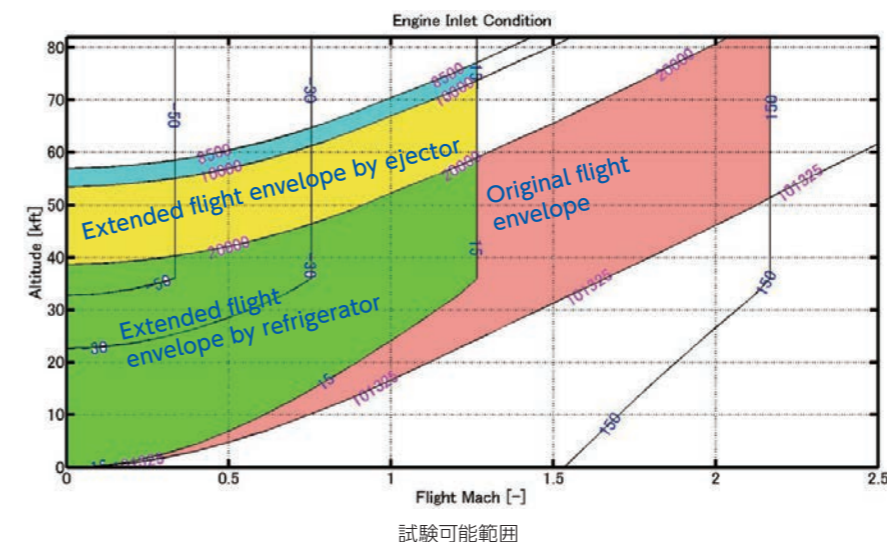
航空エンジン制御技術の向上のため、高空性能試験設備 (Altitude Test Facility) を用いたシステムレベルの実証試験環境を整備しています。また、小型供試体エンジンの開発および各種試験へのエンジンの提供を実施するとともに、外部ユーザーからの要請に応じて設備外部供用等を実施しています。さらに、これらの試験を実施するために必要な設備の改修等を実施しています。

Altitude Test Facility (ATF) to demonstrate an aeroengine system have been developed for advanced aeroengine control technology. The ATF has been contributing to a wide range of research and development: the development of a small-scale, versatile aeroengine, various types of test requested from public used, etc. To realize the R&D, the ATF has been continually updated for further progress in advanced aeroengine control technology.

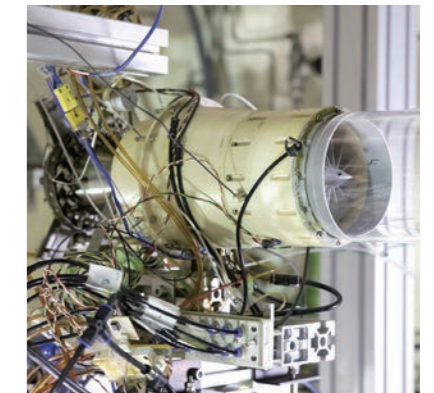
高空性能試験設備

Altitude Test Facility: ATF

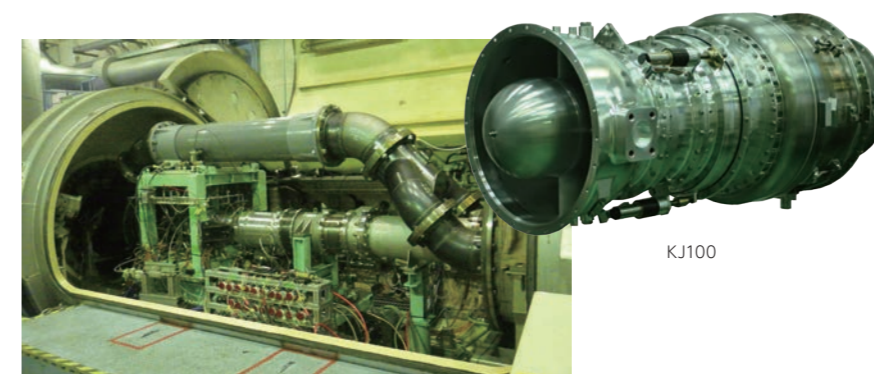
- 本設備は超音速試験機用ターボジェットエンジンの地上試験のために 2001 年 4 月に建設されました。
- 現在は小型ターボファンエンジンの高空亜音速飛行試験、コアエンジン試験、燃焼器の高空再着火試験、水吸い込み試験、着氷試験、低温起動試験などを実現するために 2021 年 2 月完成予定で改修工事中です。
- The ATF was originally built for ground tests of a supersonic jet engine in April 2001.
- Currently, the facility is being renovated, which will be completed in February 2021 to realize sub-sonic flight tests at a high altitude for small turbofan engines, core engine tests, re-ignition tests for a combustor, water injection tests, icing tests, low temperature starting tests, etc.



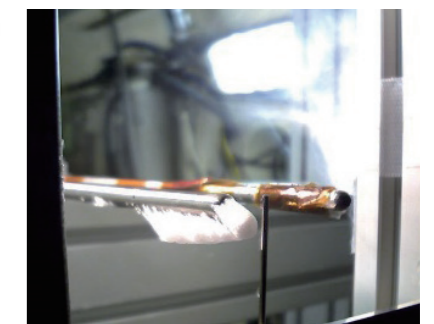
試験可能範囲
Available Flight Envelope for the ATF



NE2013
超小型ターボファンエンジン
Super Small Turbofan Engine
(JAXA original)



イジェクタによる高高度エンジン試験
Stratosphere Altitude Engine Test Realized by Ejectors
(Photos courtesy by KHI)



ピトー管着氷試験
Pitot Icing Test

高性能ターボ要素技術

High Performance Turbomachinery Technology

JAXAは、航空エンジンの効率向上による燃費低減の実現に向け、ファン・圧縮機要素を高性能化するため、先進的数値シミュレーションを用いたファン・圧縮機の空力設計と製作、実機レベルでの先進技術ファン供試体を用いた技術実証、およびそのためのファン・圧縮機運転試験設備の整備を行っています。

Advanced fans/compressors are essential to realize highly efficient, environmentally friendly aeroengines. To achieve the goal, JAXA's R&D encompasses aerodynamic designs using advanced CFD analyses, manufacturing, and the technology validation of the advanced fans/compressors, including cutting-edge laminar flow fans. Further, Fan and Compressor Test Facility is continually updated for the experimentation and the technology validation in a practical level.

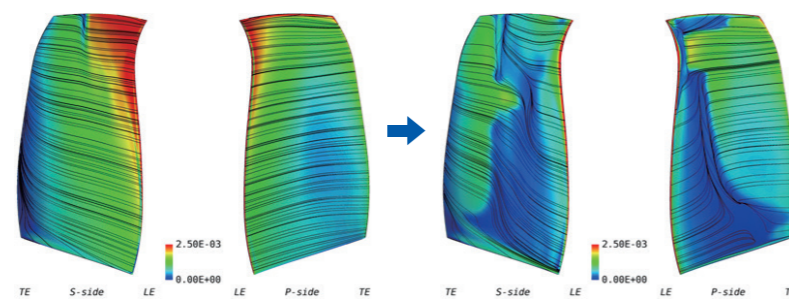
aFJRファンを用いた層流翼技術の実証

Validation of Laminar Flow Fan Technology (aFJR Fan)



層流ファン (aFJRファン) 技術実証供試体
先進の3D-Aero デザイン採用超音速ファン

Laminar Flow Fan Test Rig for Technology Validation
The Transonic Fan Rotors with State-of-the-art 3D-aero Designs.



層流ファン CFD 解析結果 (翼面摩擦係数分布)
層流翼技術の適用により翼面の層流境界層領域が拡大、摩擦、損失低減、効率向上

Computed Friction Coefficient Distributions on the Blade Surface
The application of laminar flow fan technology enlarges the laminar boundary layer region on the blade surface, leading to a lower friction loss and higher efficiency.

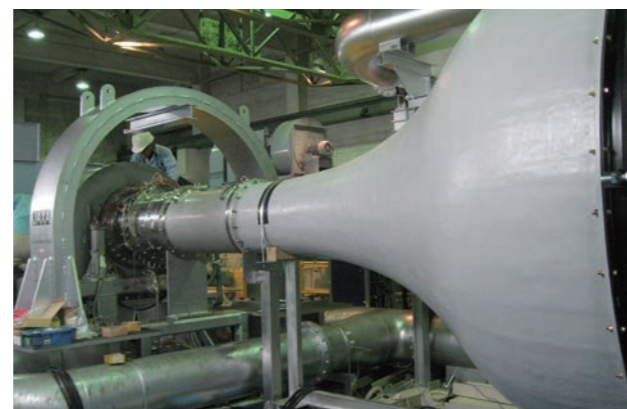
回転要素試験設備

Fan and Compressor Test Facility



回転要素試験設備概要
JAXAの回転要素試験設備はファンや圧縮機を要素単体で試験を行う電動機駆動の設備で8MW系と2.2MW系の2系統からなっています。

Overview of Fan and Compressor Test Facility
JAXA's Fan and Compressor Test Facility is utilized for component testing of fans and compressors driven by electric motors. It consists of two circuits with a power output of 8 MW and 2.2MW, respectively.



層流翼研究開発のための試験形態
高高度の乱れの少ない流入空気を再現するため入口に低乱収縮ダクトが取り付けられています。

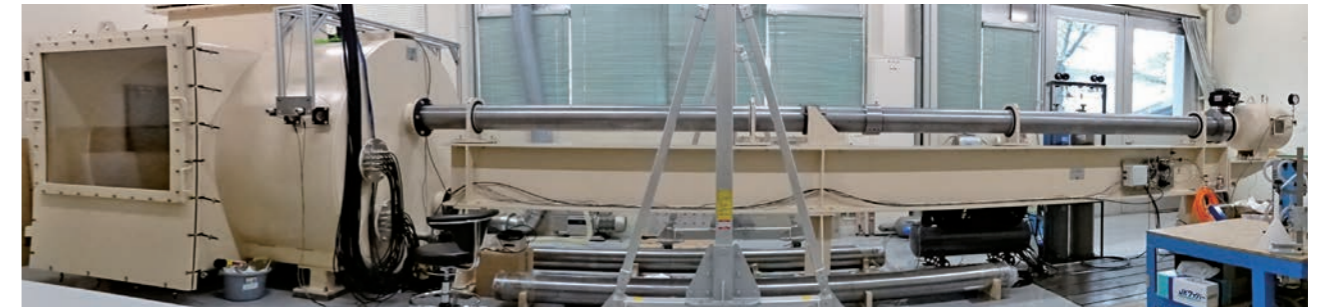
Experimental Configuration for R & D of Laminar Flow Fan
A low-turbulent convergent duct is attached to the inlet to generate a low-turbulent inlet air condition at high altitudes.

航空エンジン構造・材料技術

Aeroengine Structures & Materials Technology

航空機の燃料消費量の削減または CO₂ 排出量削減を目指して、先進材料・構造の適用によるエンジン軽量化技術に関する研究開発を行っています。

The engine weight reduction technologies by applications of advanced structures and materials are developed to reduce fuel consumption or CO₂ emissions of aircrafts.



軽量ファンブレードのバードストライク試験
Bird Strike Test of Lightweight Fan Blade



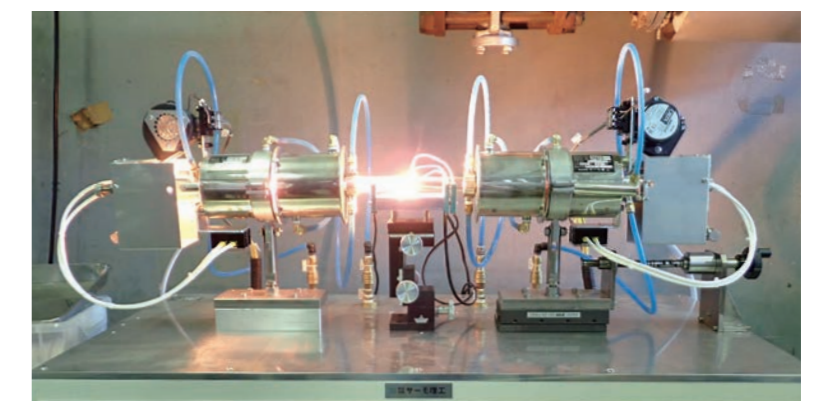
軽量ディスクの耐久性試験
Durability Test of Lightweight Disk



軽量低圧タービン翼の回転試験
Blade Vibration Test of Lightweight LPT Blade



積層複合材の引張強度試験
Tensile Strength Test of Laminated Composite



先進コーティング材の熱疲労試験
Thermal Fatigue Test of Advanced Coating Material



先進超合金の高低温低サイクル疲労試験
High Temperature Low Cycle Fatigue Test of Advanced Superalloy



先進複合材の高温酸化加速試験
Accelerated Oxidation Test of Advanced Composite Material



先進材料の振動試験
Vibration Test of Advanced Material

JAXAは、次世代航空エンジン向け燃焼器開発を支える研究基盤として、大型の燃焼試験設備を運用するとともに、光学計測技術を活用した非定常燃焼現象の詳細な解析などの先進的な研究開発を進めています。

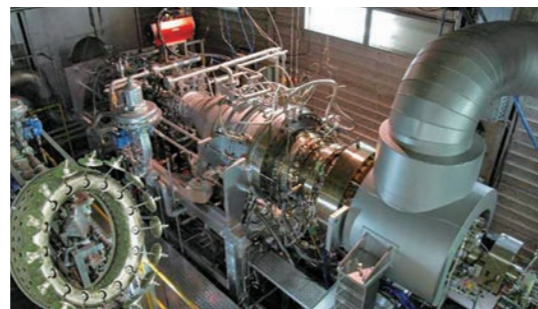
JAXA is operating large combustion test facilities and developing advanced technologies such as the precise analyses of the unsteady combustion phenomena by utilizing optical measurement techniques as the research infrastructure for supporting the next-generation aero-engine combustor development.

航空エンジン燃焼器研究開発のための燃焼試験設備

Combustion Test Facilities for Aeroengine Combustor Development



高温高圧燃焼試験設備
High Temperature & Pressure Combustion Test Facility.
Inlet Temperature & Pressure (Max): 1000K, 5.0MPa,
Air Flow Rate(Max): 4.0kg/s, Fuel: Kerosene, Methane gas.



環状燃焼器試験設備
Annular Combustor Test Facility.
Inlet Air Temperature & Pressure (Max): 1000K, 2.0MPa,
Air Flow Rate(Max): 18kg/s@900K, 11.5kg/s@1000K, Fuel: Jet A-1.

光学計測を利用した燃焼安定性の診断

Combustion Stability Diagnostics by Utilizing Optical Measurements

OH-PLIF 法や OH* 自発光計測等の光学的画像計測を利用して、燃焼不安定の原因を特定する診断技術の研究を進めています。(Fig.1: 可視化燃焼器、Fig.2: 非定常火炎挙動解析結果、Fig.3: 局所レイリー指標分布)

Optical measurements, such as the OH-PLIF and OH* chemiluminescence imaging, were performed on a lean-burn combustor under combustion instabilities. Unsteady flame motions were successfully captured and used to detect the driving source of the combustion instability.

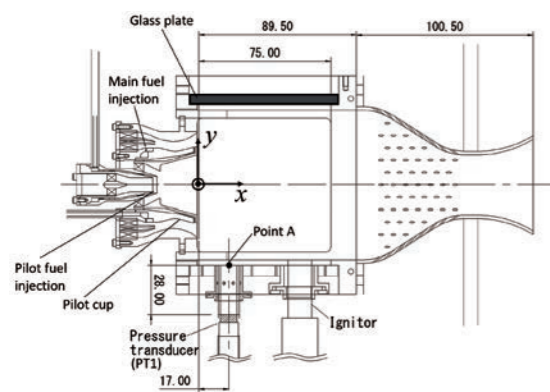


Fig.1 Schematics of a lean-burn fuel injector mounted on the combustor with visualization windows.

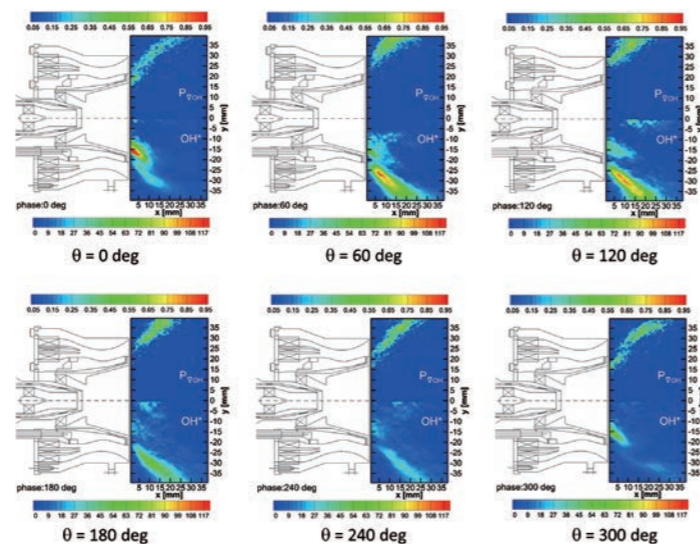


Fig.2 Dynamic flame structures captured by the phase-resolved probability distributions in high-gradient OH-PLIF regions and Abel-inverted OH* chemiluminescence intensity under unstable experimental conditions.

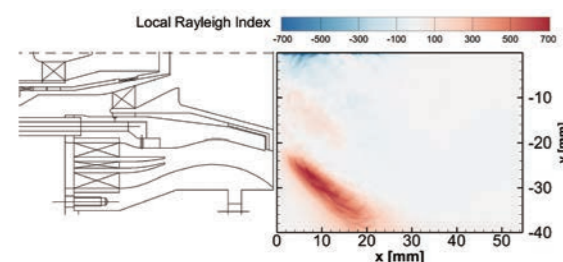


Fig.3 Local Rayleigh index map (Positive region indicates the driving source of the instability. Only the lower half of the domain is shown.)

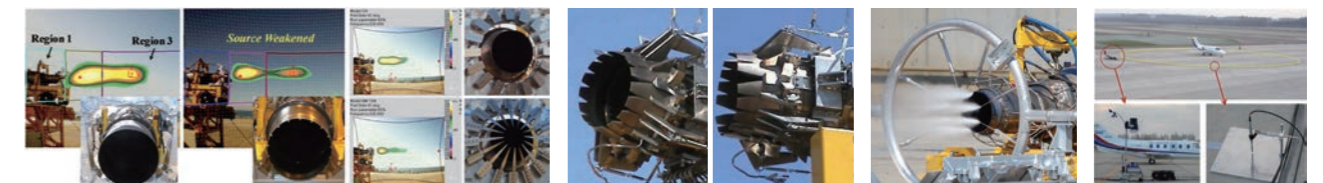
Ref.[1] Tachibana, S., Saito, K., Yamamoto, T., Makida, M., Kitano, T., Kurose, R., *Combust. Flame* 162: 2621-2637 (2015).

Research and Development on Low Noise Balanced with Engine Performances

● FY2008 ~ Tech CLEAN

模型及びターボジェットエンジンを使った実験を通じて、ジェット騒音低減や音響計測に関する技術を研究します。

Technologies on jet noise reduction and acoustic measurement were studied using sub-scale models and a turbojet engine. (CLEAN Technology Program)



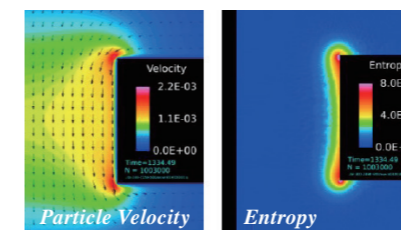
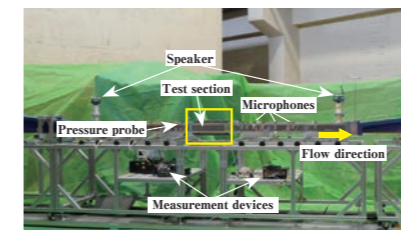
ノッチノズル Notched Nozzles¹ ネイルミキサ Nail Mixer 可変面積ノズル Variable Area Nozzle 水注入 Water Injection ジェット騒音計測 Jet Noise Measurement

¹ Joint study with IHI corporation

● FY2013 ~ aFJR Project & Green Engine

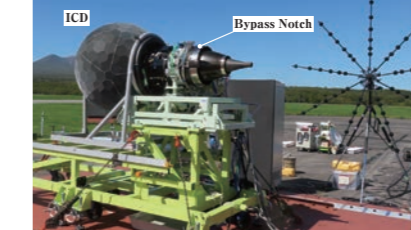
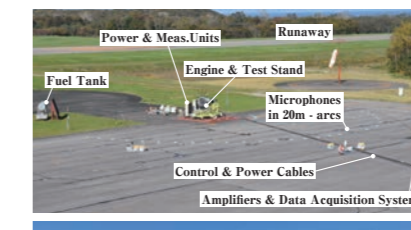
吸音パネルの音響性能評価と吸音機構解析

Evaluating acoustic performance of sound absorbing panels and analyzing the mechanism (advanced Fan Jet Research Project).



ミキサノズルの音響と空力性能をターボファンエンジンで実証

Examining acoustic and aerodynamic performances of mixer nozzles using a turbofan engine (Green Engine Program).



宇宙機(イプシロンロケット)の音響負荷軽減

Reducing acoustic load during lift-off of space vehicles (Epsilon Rocket).

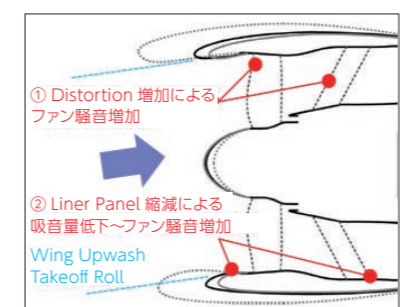


ref. Belrin Beamforming Conf. (2016).

● FY2018 ~ DANTE

超高バイパス比に伴うナセル短縮化による騒音増加が見込まれる。ディストーション評価及び低騒音化を研究します。

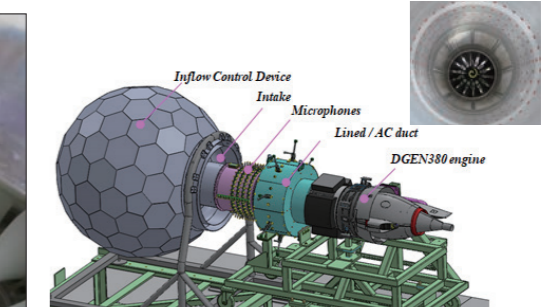
Ultra-high bypass ratio causes shorter nacelle, leading to noise increase. Study on evaluating the inlet distortion and noise reduction has been conducted within the Design and Analysis of Next generation Technologies for jet Engine (DANTE).



ショートナセルの課題
Disadvantage of Shorter Nacelle



ファン及びインテークの模型
Subscale Model of Fan and Intake



吸音ダクトを使った騒音試験
Noise Test of Lined Duct

タービン翼の耐熱技術を向上させ航空エンジンの効率向上と燃費低減を実現するため、タービン翼冷却空気を大幅に削減する冷却構造、連成数値解析による温度予測精度向上技術、実エンジンの熱環境を模擬した試験設備による耐熱材料の寿命評価やエロージョン/デポジション (付着) 現象の研究を進めています。

Great improvement of efficiency is essential to environmentally friendly, lower fuel consumption aero-engines. More effective turbine cooling structures are studied to reduce cooling air as well as the development of conjugate numerical simulation technology for precise temperature estimation. Resistance of new superalloys and thermal barrier coatings and erosion / deposition behavior are evaluated under simulated thermal condition of jet-engine operation in much shorter time than actual usage.

タービンのエロージョン / デポジション (付着) の研究
Research on Turbine Erosion / Deposition

JAXAバーナ試験設備能力
JAXA Burner Rig Capability

粒子速度計測 (PIV)
Particle Velocity Measurement (PIV)

衝突角度と損傷形状の関係 (実験)
Effect of Impact Angle on Erosion Profile (Exp.)

粒子軌道予測
Particle Trajectory Simulation

デポジション (付着) 予測
Deposition Simulation

流体・熱伝導連成解析の研究
Conjugate Heat Transfer and Flow Simulation

高温ガス側
Gas Path Side

内部冷却側
Coolant Side

高熱伝達領域
Enhanced Heat Transfer Regions

傾斜ピン
Inclined Pin

耐熱材料寿命評価技術の研究
Evaluation of Superalloy and Coating

実物のタービン翼
Actual Turbine Vane with Ceramic Coating

評価用試験体
Test Piece

加熱冷却サイクル試験
Thermal Cycle Test

コーティング耐久性試験
Thermal Coating Test

Before Test

After 1000 Thermal Cycles

材料の結晶構造の変化で寿命を評価
Duration Evaluation by Crystal Structure Change

表面近くの亀裂の発生
Cracks near Surface

試験設備
Test Facilities

高温高速バーナ試験設備
High Enthalpy Burner Rig

実環境評価試験設備
High Enthalpy Wind Tunnel

回転タービン試験設備
Steady Aero-Thermal Turbine Rig

今後、国内でも2020年頃よりバイオ燃料が民間機に供給されていく見込みです。このようなことから、バイオジェット燃料を用いた燃焼試験、エンジン試験を行い、燃料変化に伴う影響についてのデータを蓄積し、環境負荷低減効果を明らかにしていきます。

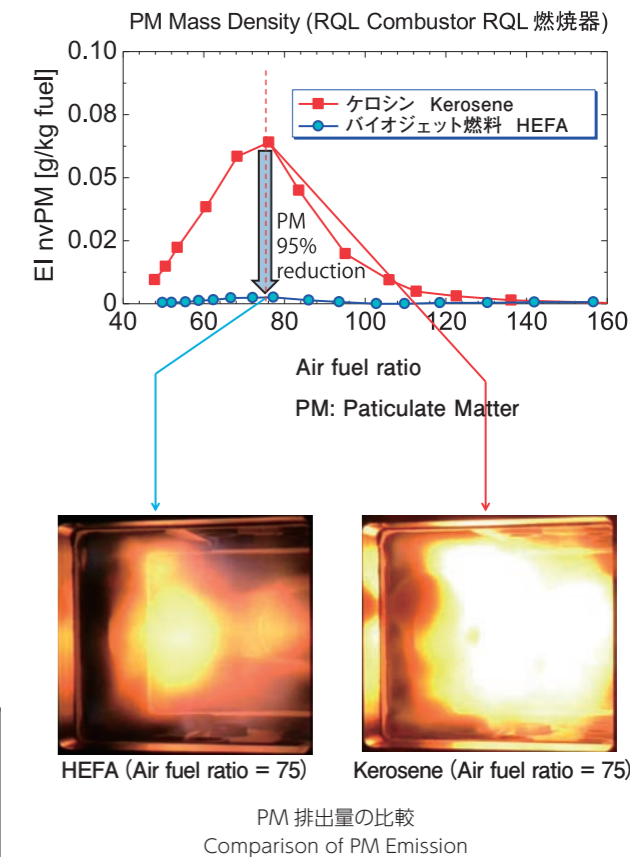
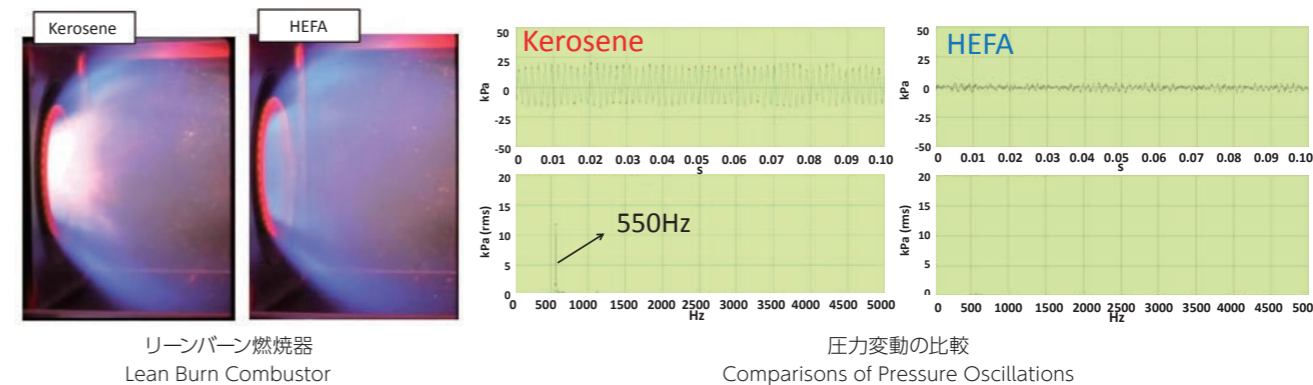
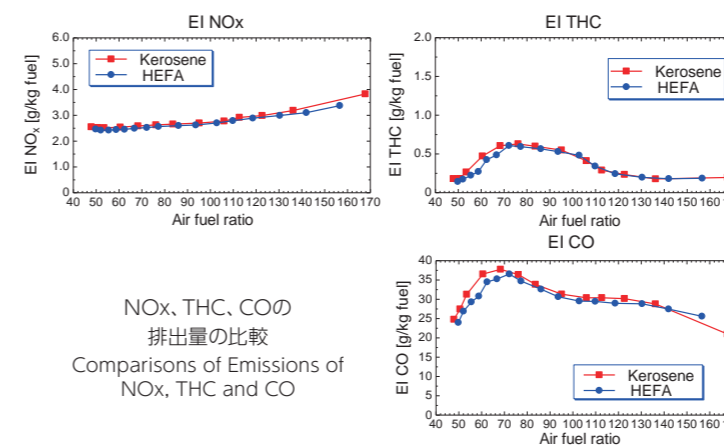
Bio-jet fuels will be supplied to civil aircrafts in Japan in around 2020. Combustion tests and engine tests have been performed to clarify the effect of the fuel change from petroleum fuel to bio-jet fuels on the emissions of the exhaust gas and the engine performance.

HEFA バイオジェット燃料と灯油の燃焼試験

Combustion Test of HEFA Bio-Jet Fuel and Kerosene

measured properties	kerosene	HEFA	test method
freezing point (degC)	-54.5	-58.5	JIS K 2276
dynamic viscosity(15degC) mm ² /s	1.623	1.963	JIS K 2283
surface tension mN/m	24.3	22.5	JIS K 2241
density(15degC) g/cm ³	0.7985	0.7554	JIS K 2249-1
net heat of combustion, MJ/kg	43,280	44,140	JIS K 2279
physical distillation			JIS K 2254
initial boiling point (degC)	163.0	146.5	
10% recovered temp (degC)	177.5	165.0	
50% recovered temp (degC)	198.5	208.0	
90% recovered temp (degC)	229.0	253.5	
final boiling point (degC)	251.5	269.0	
carbon mass %	86.3	84.7	JPI-SS-65
hydrogen mass %	13.9	15.2	
sulfur mass %	0.0006	< 0.0001	JIS K 2541-6
composition			ASTM D1319
parafin, vol%	80.3	98.4	
olefin, vol%	1.3	0.9	
total aromatics, vol%	18.4	0.7	
aromatics			ASTM D6379
benzenes, vol %	19.9	< 0.1	
mass %	22.0	< 0.1	
naphthalenes, vol %	0.2	< 0.1	
mass %	0.2	< 0.1	
total aromatics, vol %	20.1	< 0.1	
mass %	22.2	< 0.1	

燃料特性の比較
Properties of Fuels



HEFAバイオジェット燃料では、ケロシンに比べてPMの排出が大幅に低減される。その他のNOx, THC, COはほぼ同じ。
The emission of PM is drastically reduced with HEFA bio-jet fuel while NOx, THC and CO are similar to each other.



- JAXA <http://www.jaxa.jp/>
- JAXA 航空技術部門 <http://www.aero.jaxa.jp/>
- En-Core プロジェクト <http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/encore/>
- 推進技術基盤研究 <http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/propulsion/>

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

航空技術部門

推進技術研究ユニット / En-Core プロジェクトチーム

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

Tel 0422-40-3000 / Fax 0422-40-3445

Japan Aerospace Exploration Agency

Aeronautical Technology Directorate

Propulsion Research Unit / En-Core Project Team

7-44-1 Jindaiji Higashi-machi Chofu-shi Tokyo
182-8522 JAPAN

Tel +81-422-40-3000 / Fax +81-422-40-3445



リサイクル適性 (A)

この印刷物は、印刷用の紙へ
リサイクルできます。

2019年11月発行