



振動監視装置  
(Vibration Monitoring System)



エンジンオペレータ操作盤  
(Engine Operator Panel)



全デジタル式エンジン電子制御装置監視システム  
/ESPRターボエンジン専用

### 設備仕様

エンジン室寸法	7.08m (幅) × 6.52m (高) × 17.5m (奥行)	
エンジン形式	ターボファン、ターボジェット	
エンジン推力	最大100kN (22.5klb)	
燃料	Jet A-1 (灯油)	
セル前方部流速ディストーション指数	0.3レベル (SAE AIR4869定義; 設計値)	
計測項目、点数、他	推力	2点
	回転数	2点
	温度	271点
	空気圧力	309点
	液体圧力	25点
	液体流量	6点
	振動 (加速度)	28点
	振動 (動歪)	53点
	セル前方部流速	25点
	連続ガス濃度	CO, CO <sub>2</sub> , NO, NO <sub>x</sub> , NO <sub>2</sub> , O <sub>2</sub> , THC
	排煙濃度	SAE ARP1179C(1997)適合計測器
データ集録、処理能力	最大計測点数	2,000点
	サンプリングレート	20 Hz
振動監視能力	リアルタイムFFTおよびキャンベル解析による周波数別振動監視が可能(96点)	
システム時刻同期性	ネットワークタイムサーバーにより各種システム、装置間の時刻同期性確保	
付帯設備	燃料供給設備、潤滑油供給設備、スタータ空気供給設備 冷却空気供給設備、冷却水給排水設備、スリップリング クーラント供給設備、油圧供給装置	

### 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

調布航空宇宙センター 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1 電話: 0422-40-3000 (代)  
飛行場分室 〒181-0015 東京都三鷹市大沢6-13-1 電話: 0422-40-3000 (代)  
ホームページ: <http://www.jaxa.jp>

Headquarters: 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522 Japan Tel. +81-422-40-3000  
Chofu Airfield Branch: 6-13-1 Osawa, Mitaka-shi, Tokyo 181-0015 Japan Tel. +81-422-40-3000  
URL: <http://www.jaxa.jp>

リサイクル適正への表示: 紙へリサイクル可  
本冊子は、グリーン購入法に基づく基本方針における「印刷」に係わる判断の基準にしたがい、印刷用の紙へのリサイクルに適した材料「Aランク」のみを用いて作製しています。

空へ挑み、宇宙を拓く



## 地上エンジン運転試験設備

Ground-Level Enclosed Jet Engine Test Facility



### 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

Jet Engine Technology Research Center  
Aerospace Research and Development Directorate  
Japan Aerospace Exploration Agency

# 地上エンジン運転試験設備

## Ground-Level Enclosed Jet Engine Test Facility

地上エンジン運転試験設備では、ジェットエンジンを地上で静止した状態で運転し、研究開発のための各種試験を行います。信頼性の高い、経済的で、さらに環境に優しいジェットエンジンを研究開発するために、性能試験、耐久試験を始め、水や鳥吸い込み試験、エンジン入口空気乱れ試験、排出ガス計測試験など様々な試験が行われます。

この設備は、わが国で初めて開発された航空機用ターボファンエンジン「FJR710」の運転試験を行うために、昭和51年(1976年)に建設されました。「FJR710」の開発後は、次世代超音速輸送機(SST)の研究の一環として、米国テライン社製の超音速機用エンジン(YJ69)の運転試験などで活躍してきました。

平成18年(2006年)に、経済産業省/新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)から「環境適合型次世代超音速推進システム」の研究開発(ESPRプロジェクト)などで活躍した「ESPRターボエンジン」を譲り受けたのに伴い、将来のジェットエンジン技術の研究開発を見据えて大幅な設備の改修が行われ、平成20年(2008年)2月に完了しました。

今回の改修で、ジェットエンジンをより安全に、安定して作動させることができ、研究に必要な多くのデータを、より効率良く、精度良く計測することができるようになりました。この設備は、これからのジェットエンジン技術の研究開発に十二分に活用されることが期待されます。

This test facility is used for jet engine testing in ground-level enclosed static condition. For research and development on reliable, economical and environment-friendly jet engines, various types of test can be conducted, which are typical performance test, endurance test and special tests such as water /birds ingestion tests, engine inlet flow distortion test, emission test, etc..

This test facility was constructed in 1976 for the research and development project of the first Japanese turbofan engine, FJR710. After the development of FJR710, in the project on Advanced Supersonic Airplane Technology, the engines for the scaled supersonic experimental aircraft, YJ69 (TELEDYNE, USA), were mainly tested.

In 2006, ESPR-TURBO engine was transferred to JAXA from METI/NEDO to utilize it for JAXA's research programs. For the acceptance of ESPR-TURBO engine and future research and development on engine technology, the upgrade of this test facility was planned and completed in Feb. 2008.

This upgrade achieved safer and stabler engine testing environment, and made it possible to acquire more data, more efficiently and accurately. This test facility is expected to play an important role in the future research and development on jet engine technology in Japan



搭載エンジン: ESPRターボエンジン (ESPR-TURBO Engine)



エンジンアダプター (Engine Adaptor)

推力架台とエンジンを結合する治具です。エンジンの機種毎に準備します。



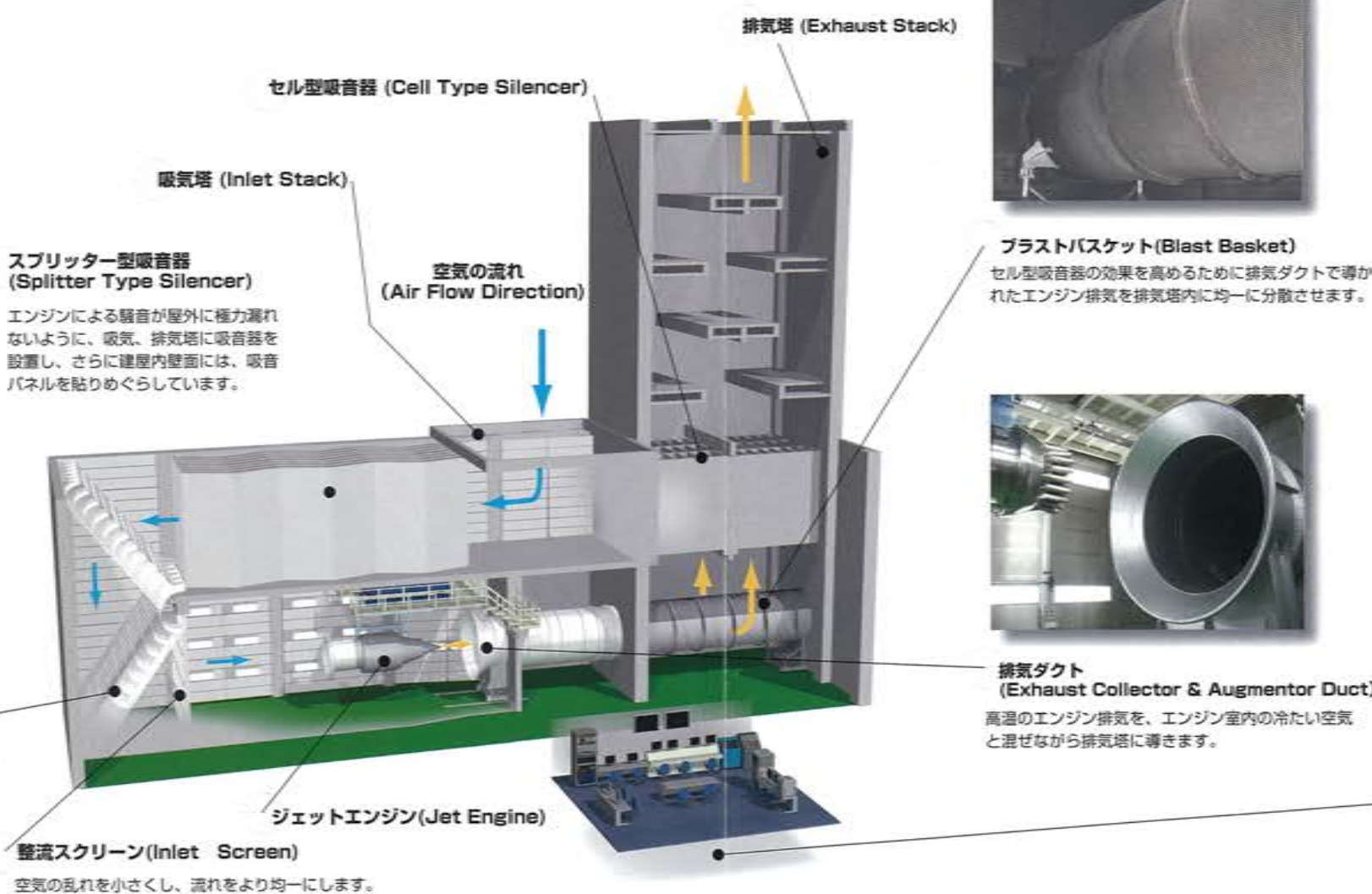
推力架台 (Thrust Mount)

エンジンを天井から吊り下げ、推力を受け止め、計測します。



旋回案内翼 (Turning Vane)

空気の流れを乱すことなく、その方向を滑らかに変えます。



スプリッター型吸音器 (Splitter Type Silencer)

エンジンによる騒音が屋外に極力漏れないように、吸気、排気塔に吸音器を設置し、さらに建屋内壁面には、吸音パネルを貼りめぐらしています。

整流スクリーン (Inlet Screen)

空気の乱れを小さくし、流れをより均一にします。



ブラストバスケット (Blast Basket)

セル型吸音器の効果を高めるために排気ダクトで導かれたエンジン排気を排気塔内に均一に分散させます。



排気ダクト (Exhaust Collector & Augmentor Duct)

高温のエンジン排気を、エンジン室内の冷たい空気と混ぜながら排気塔に導きます。

### 試験設備の特徴

エンジン形式 : ターボファン/ターボジェット  
 エンジン推力 : 最大 100kN (22.5klb)  
 燃料 : Jet A-1 (灯油)

### Key Features of Test Facility

Engine Type : Turbofan / Turbojet  
 Engine Thrust : Max. 100kN (22.5klb)  
 Fuel : Jet A-1

ESPR : "Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next-Generation Supersonic Transport(ESPR)", METI R&D project [1999-2003]

ESPR-TURBO engine : Turbofan engine developed in ESPR project

METI : Ministry of Economy, Trade and Industry

NEDO : New Energy and Industrial Technology Development Organization



運転計測室 (Operation Room)

エンジンおよび設備の操作、監視と各種計測を行います。

未来への夢がみえる!

A Vision of the Future Airplane!

# 高空性能試験設備

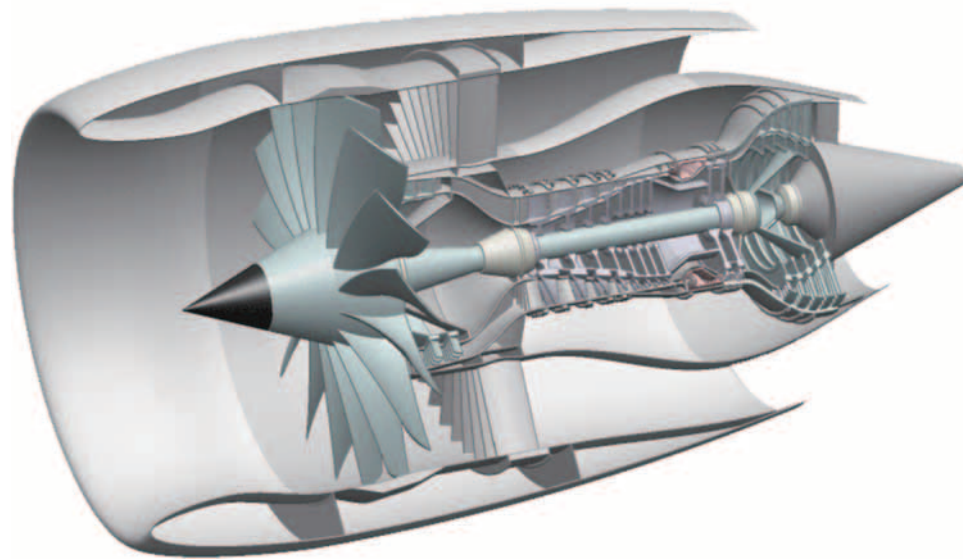
## Altitude Test Facility



低ソニックブーム実証用の静粛超音速研究機  
Silent supersonic technology demonstrator



極超音速ターボジェットエンジンを搭載した極超音速旅客機  
Hypersonic transport propelled by hypersonic turbojet engines



### 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

本所：〒182-8522東京都調布市深大寺東町7-44-1 電話：0422-40-3000(代)  
調布飛行場分室：〒181-0015東京都三鷹市大沢6-13-1 電話：0422-40-3000(代)  
ホームページ：http://www.jaxa.jp

### Japan Aerospace Exploration Agency

Headquarters : 7-44-1 Jindajji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522 Japan Tel. +81-422-40-3000  
Chofu Airfield Branch : 6-13-1 Osawa, Mitaka-shi, Tokyo 181-0015 Japan Tel. +81-422-40-3000  
URL : http://www.jaxa.jp

### 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

### 研究開発本部

### ジェットエンジン技術研究センター

Jet Engine Technology Research Center  
Aerospace Research and Development Directorate  
Japan Aerospace Exploration Agency



この印刷物は、印刷用の紙へ  
リサイクルできます。

2010.7.2000 SAN

# ここは高度15,000m、最高速度マッハ2の超音速の世界です。

This unique facility attains flight-like conditions with a pressure equivalent to an altitude of 15,000m and a speed of Mach 2.

飛行しているときと同じ条件でエンジンの性能試験をします。

Engine performance test is conducted under simulated in-flight conditions.

## 高空性能試験設備 Altitude Test Facility

### ■試験施設の概要

高空性能運転試験設備は、平成9年度から設計検討が開始され、平成13年3月に完成した設備です。当該設備では高空での飛行状態を地上で模擬することができ、約1tクラスのエンジンを高度15km、マッハ数2.0の環境下において連続運転することが可能です。

試験では低圧排気装置を使用し、高空エンジン試験チャンバ内を高空と同じ圧力に保ち、エンジンをチャンバ内で運転します。これにより、飛行中と同じ条件でのエンジンの性能や特性を調べることができます。

### ■試験施設の諸元

#### 施設の主な諸元

- ・模擬できる飛行高度 最高高度 15km
- ・模擬できる飛行速度 最高速度 マッハ2
- ・施設消費電力 約6,000kw

#### 試験されるエンジンの主な諸元

- ・型式 ターボジェットエンジン
- ・推力 最大870kg
- ・最大マッハ数 マッハ2
- ・重量 約164kg

### ■Outline of the Test Facility

The altitude Test Facility was completed in March, 2001. This facility attains flight-like conditions with a pressure equivalent to an altitude of 15,000m and a speed of Mach 2.

These flight conditions are simulated in a Low Pressure Engine Test Chamber by reducing pressure utilizing a Suction Compressor and adjusting the engine inlet temperature with an Electric Heater.

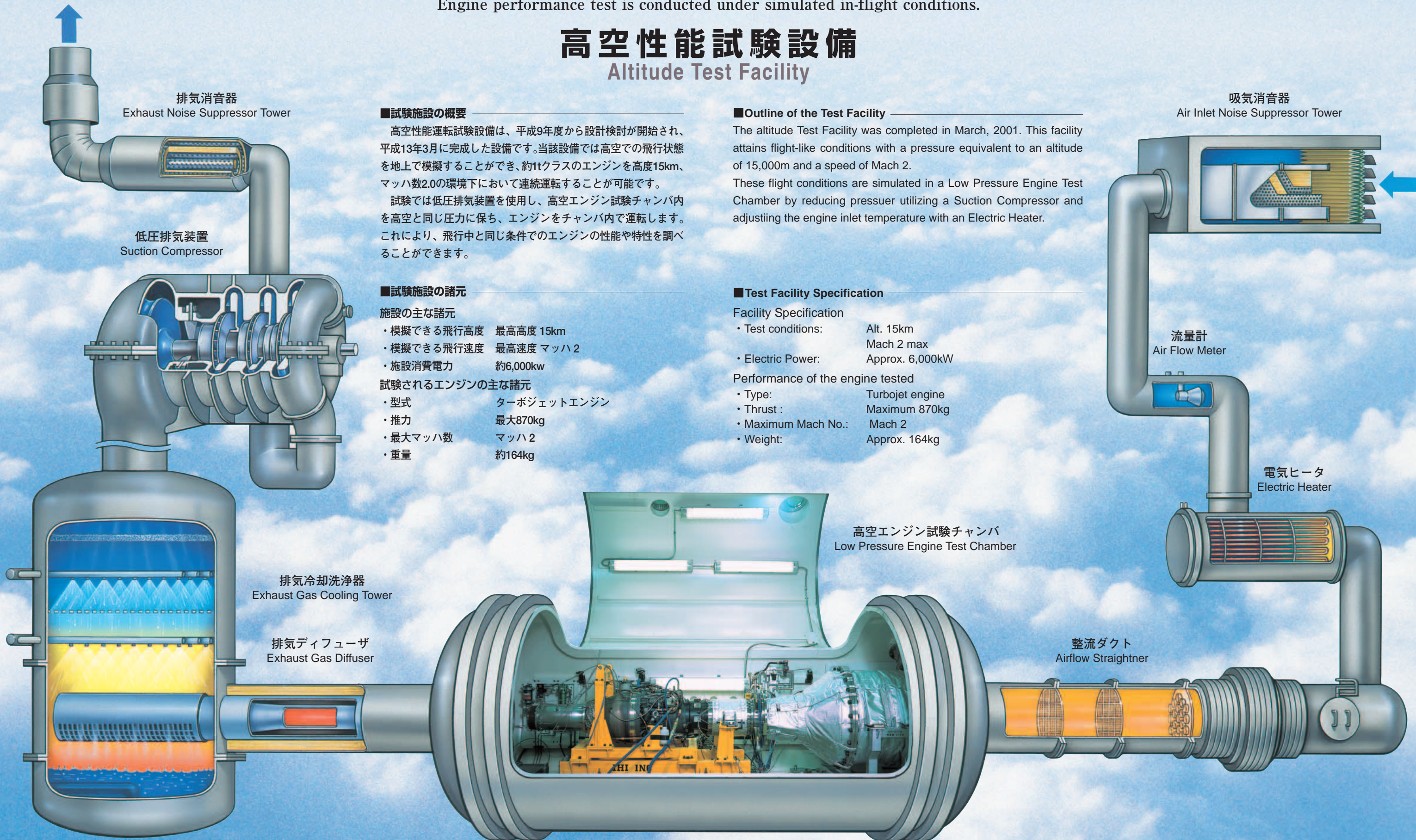
### ■Test Facility Specification

#### Facility Specification

- ・Test conditions: Alt. 15km  
Mach 2 max
- ・Electric Power: Approx. 6,000kW

#### Performance of the engine tested

- ・Type: Turbojet engine
- ・Thrust: Maximum 870kg
- ・Maximum Mach No.: Mach 2
- ・Weight: Approx. 164kg



排気消音器  
Exhaust Noise Suppressor Tower

低圧排気装置  
Suction Compressor

排気冷却洗浄器  
Exhaust Gas Cooling Tower

排気ディフューザ  
Exhaust Gas Diffuser

高空エンジン試験チャンバ  
Low Pressure Engine Test Chamber

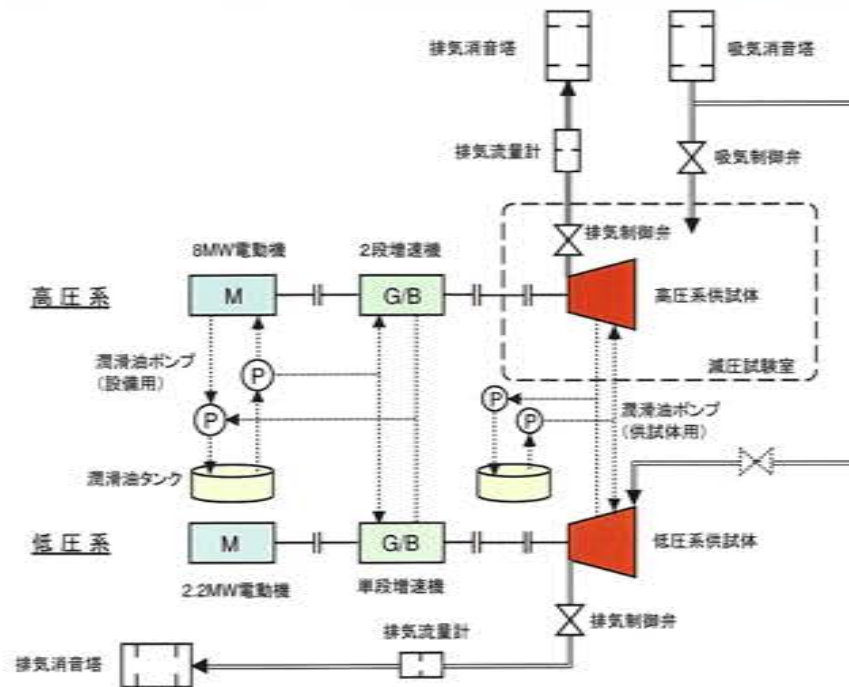
整流ダクト  
Airflow Straightner

吸気消音器  
Air Inlet Noise Suppressor Tower

流量計  
Air Flow Meter

電気ヒータ  
Electric Heater

## ■ 主要系統図



## ■ 設備仕様

		高圧系	低圧系
供試体		多段圧縮機	単段圧縮機
試験室		減圧室内 W5000×D7000	基礎レール部 W3990×D6340
駆動用電動機	定格出力	8000 kW	2200 kW
	可変速範囲	150 - 1500 rpm	150 - 1485 rpm
駆動用増速機	出力軸最大回転数	21500 rpm	17424 rpm
受電設備	インバータ定格	8800 kVA	3000 kVA
吸排気装置	最大流量	22kg/sec.	33.6kg/sec.
	排気圧力	1500kPa以下	160 kPa以下
	排気温度	750K以下	368K以下
	排気流量制御	排気制御弁 緊急放風弁	排気制御弁 緊急放風弁
設備潤滑装置	潤滑油	ISO-VG-46	
	オイルタンク	5000L	
	危急タンク	1100L	
	給油流量	1250L/min.	
	給油圧力	560kPa	
	環油流量	328L/min.	
	オイルヒータ	18.7kW	
供試体潤滑装置	潤滑油	MIL-L-23699	
	オイルタンク	50L	
	給油流量	10L/min.	
	給油圧力	530kPa	
	環油流量	23L/min.	
シール空気源装置	吐出流量	6.5m³/min.	
	吐出圧力	700kPa	
	モータ動力	37kW	

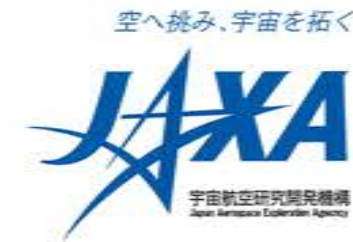
## 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

調布航空宇宙センター 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1 電話：0422-40-3000 (代)  
 飛行場分室 〒181-0015 東京都三鷹市大沢6-13-1 電話：0422-40-3000 (代)  
 ホームページ：http://www.jaxa.jp

## Japan Aerospace Exploration Agency

Headquarters: 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522 Japan Tel. +81-422-40-3000  
 Chofu Airfield Branch: 6-13-1 Osawa, Mitaka-shi, Tokyo 181-0015 Japan Tel. +81-422-40-3000  
 URL: http://www.jaxa.jp

リサイクル適正への表示：紙へリサイクル可  
 本冊子は、グリーン購入法に基づく基本方針における「印刷」に係わる判断の基準にしたがい、印刷用の紙へのリサイクルに適した材料「Aランク」のみを用いて作製しています。



# 回転要素試験設備

## Fan and Compressor Test Facility



## 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

Jet Engine Technology Research Center  
 Aerospace Research and Development Directorate  
 Japan Aerospace Exploration Agency

# 回転要素試験設備

## Fan and Compressor Test Facility

回転要素試験設備は、ジェットエンジンを構成するファンや圧縮機の供試体を要素単体で屋内運転し、研究開発のための各種計測を行う試験設備です。この設備では、機能確認試験、空力性能試験、作動安定性試験など、ファンや圧縮機をジェットエンジンに組込むために必要となる様々な事前確認や性能評価を行います。

本設備は、昭和40年代にわが国で初めて開発された航空機用ターボファンエンジン（FJR710エンジン）の要素開発に用いられた圧縮機試験設備を改修整備したものです。JAXAでは現在、「クリーンエンジン技術の研究開発計画」において、騒音や窒素酸化物（NO<sub>x</sub>）とともに、地球温暖化に影響があるとされる二酸化炭素（CO<sub>2</sub>）の排出削減のための研究開発を行っています。ジェットエンジンの効率向上にはエンジン内部の作動空気圧力を決めるファンや圧縮機の高効率化が非常に有効ですので、本設備を用いた試験が進められています。

経済産業省／新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）は現在、「環境対応型小型航空機用エンジン研究開発（小型エコエンジンプロジェクト）」を推進しています。JAXAとしても本設備を用いた高圧圧縮機の供用試験を通じて技術協力を行っています。本設備は、我が国の航空機用ジェットエンジンに関する技術力の向上に大いに貢献することが期待されます。



航空推進3号館試験場内



JAXA超音速ファン供試体  
(JAXA Transonic Fan Test Rig)



排気消音塔 (Exhaust Silencer)  
ファンや圧縮機の供試体から排出された作動空気を屋外に放出するとともに、屋外への騒音を遮断します。

吸気消音塔 (Inlet Silencer)

ファンや圧縮機の供試体に屋外から大気を取り込むとともに、騒音を遮断します。



減圧試験室 (Test Chamber)

高圧系供試体を握り付ける試験室です。実圧から減圧条件までの試験を行うことが可能です。



高圧系駆動装置 (Electric Motor & Gear Box for High-Pressure Test Rig)

多段圧縮機などの高圧系供試体を回転駆動するための8 MW電動機（右）および2段増速機（左）です。



低圧系駆動装置  
(Electric Motor & Gear Box for Low-Pressure Test Rig)

単段ファンなどの低圧系供試体を回転駆動するための2.2 MW電動機および単段増速機です。



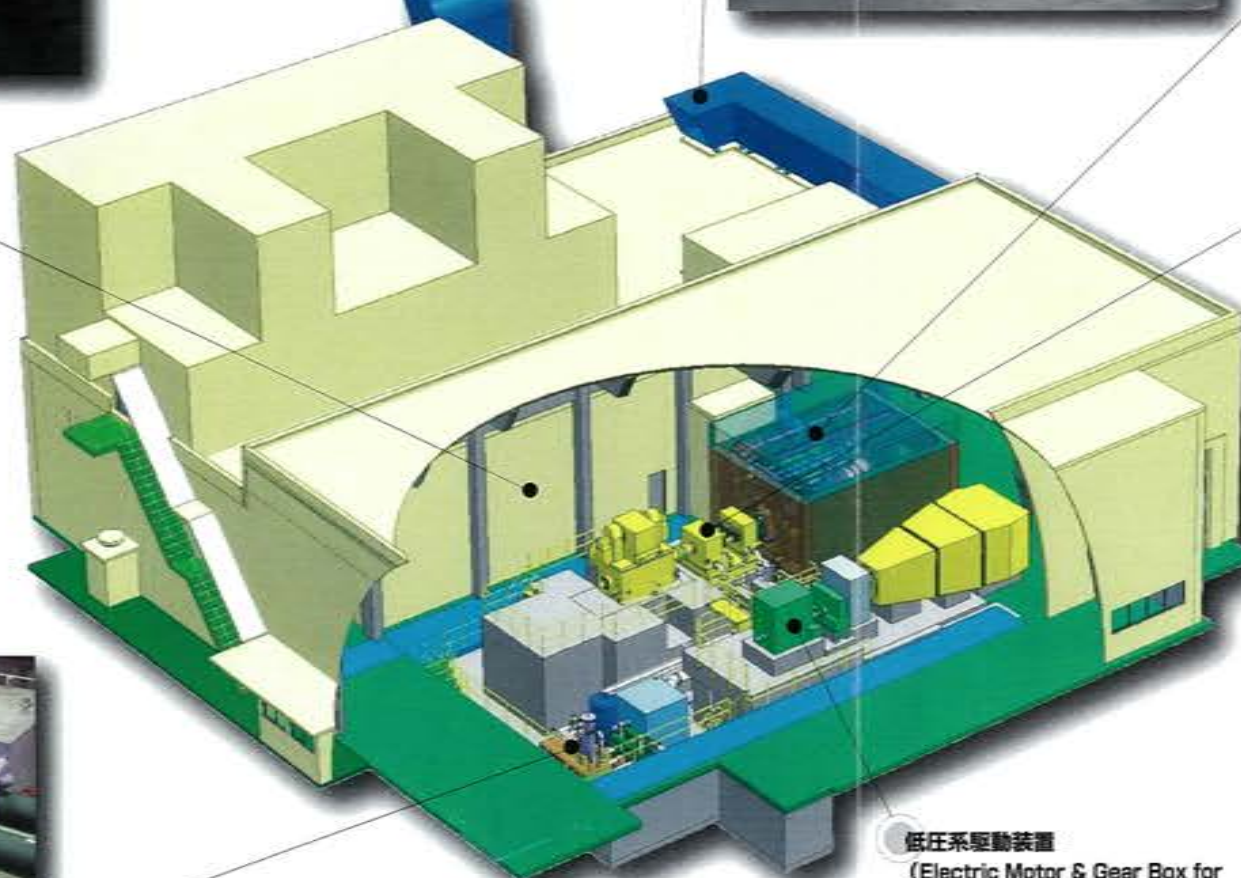
潤滑装置 (Lubrication Unit)

供試体や増速機等の回転部へ潤滑油の供給および温度制御を行います。



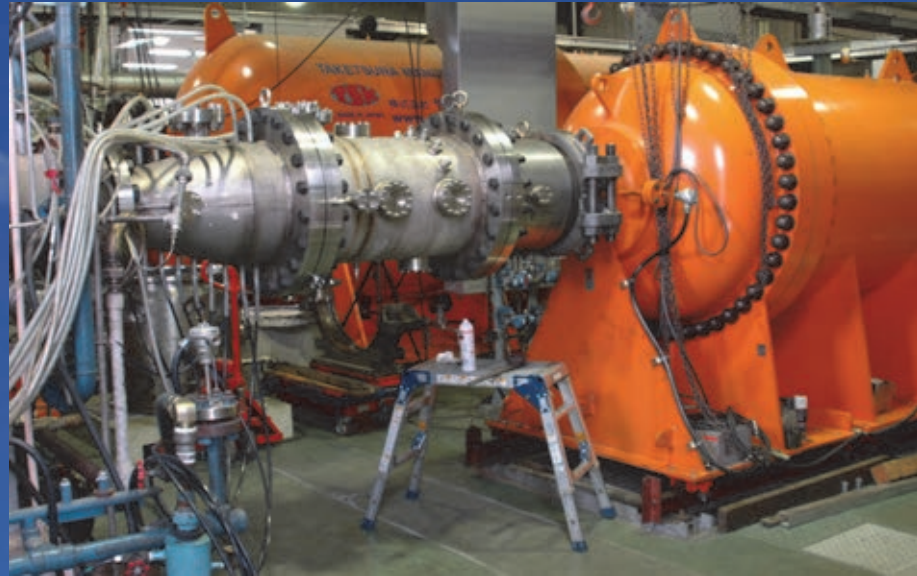
運転計測室  
(Operation Room)

設備の運転操作、監視および供試体の各種計測を行います。





# 高压燃烧試験設備 High-Pressure Combustion Test Facilities



### 高压A系 (Rig A) Test condition range

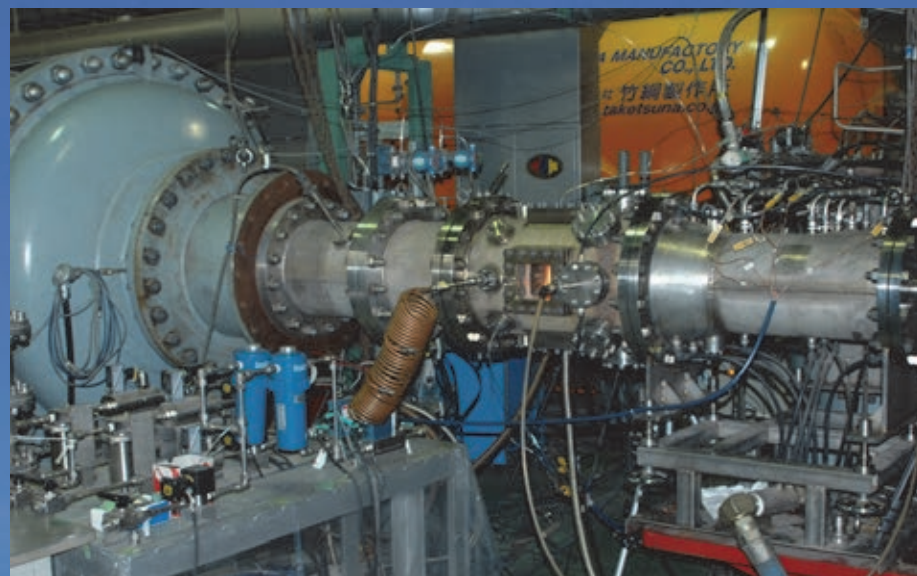
試験圧力 : 0.3~5MPa  
空気温度 : 400~1000K  
空気流量 : 0.3~1.3kg/s  
出口温度 : 1700K max.  
燃料 : 灯油、天然ガス

### 高温材料試験装置

試験圧力 : 3MPa  
ガス温度 : 1973K  
空気流量 : 2.5kg/s  
冷却空気 : 0.3kg/s (@823K)



環状燃焼器試験設備  
Annular Combustor Test Facility



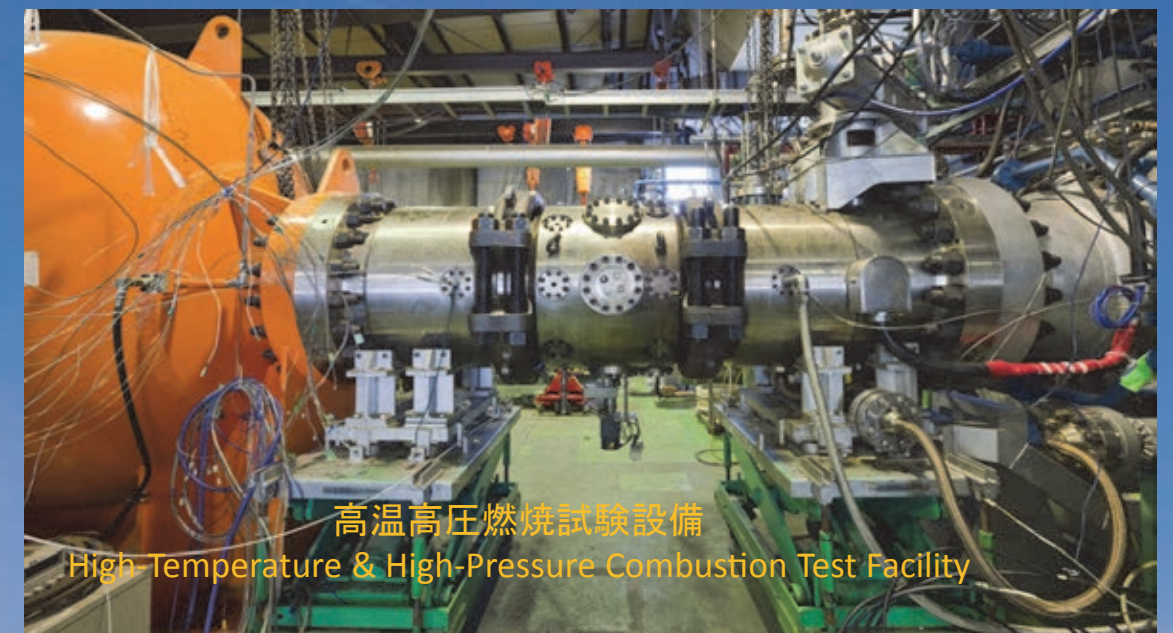
### 中圧系 (Test Rig C)

試験圧力 : 0.1~1MPa  
空気温度 : 400~1273K  
空気流量 : 0.3~2.0kg/s  
出口温度 : 1700K max.  
燃料 : 灯油、天然ガス、水素ガス

### ガス分析計

HORIBA MEXA-7100D

### 排煙濃度計



高温高压燃焼試験設備  
High-Temperature & High-Pressure Combustion Test Facility

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



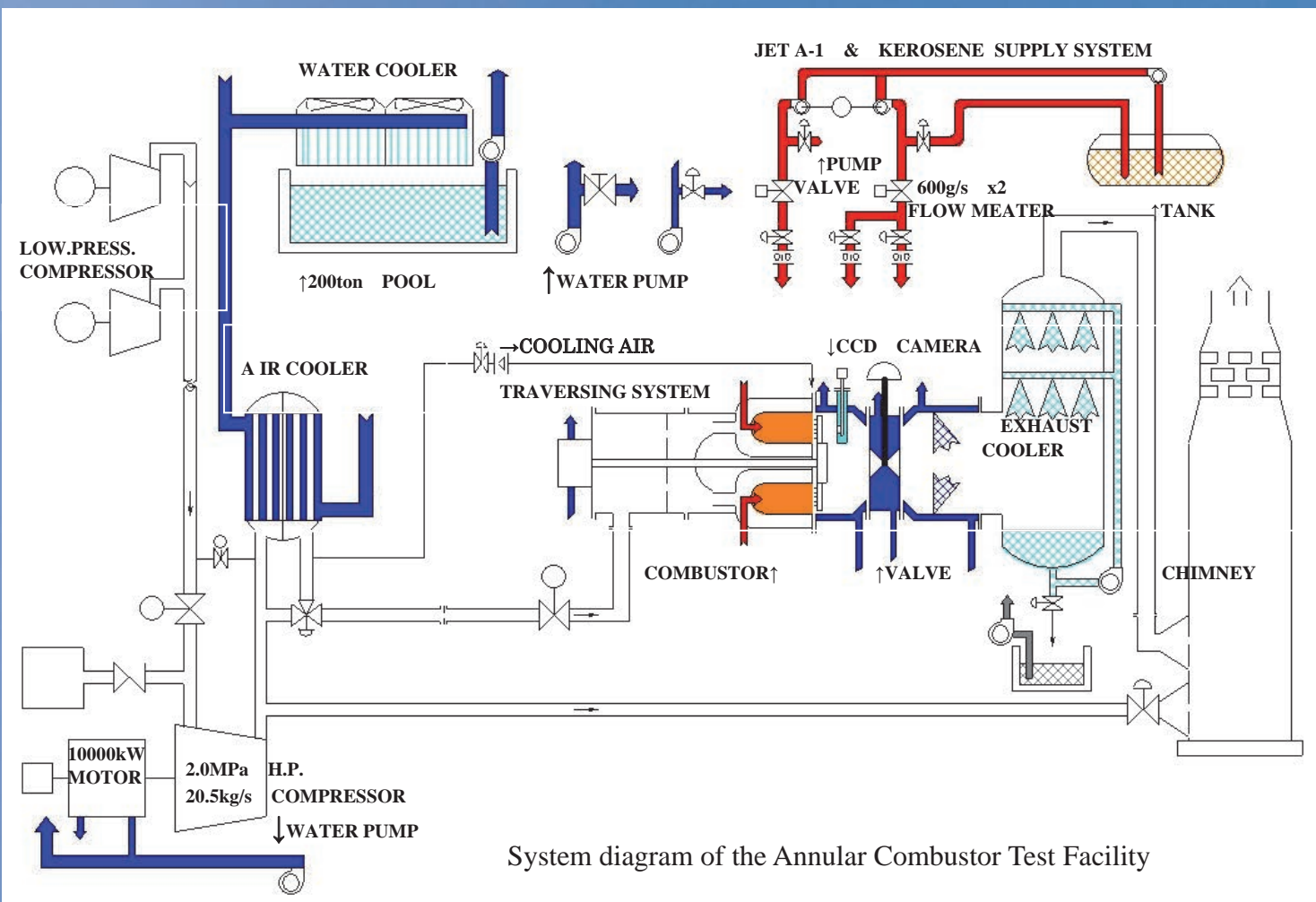
調布航空宇宙センター 〒182-8522  
東京都調布市深大寺東町7-44-1 tel: 0422-40-3000(代)  
<http://www.jaxa.jp>

Chofu Aerospace Center  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522 Japan  
[http://www.jaxa.jp/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/index_e.html)

航空本部 推進システム研究グループ  
Institute of Aeronautical Technology  
Propulsion Systems Research Group

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、国際民間航空機関(ICAO)による航空機エンジンの排出基準の強化が続く窒素酸化物(NOx)に関して、大幅な排出削減を可能とする燃焼技術の確立を目指すとともに、ガスタービン燃焼器や高温耐熱材料の開発を省庁連携の下で企業との共同研究や技術協力、さらには大型設備供用による支援を行う目的で高圧燃焼試験設備の整備を行ってきました。ガスタービンエンジンの心臓部である燃焼器は、高い入口空気圧力、入口温度、燃焼器出口ガス温度条件で、高い燃焼効率と低いNOx排出特性を発揮することが求められ、このため実圧実温での実証燃焼試験装置が、燃焼器の開発・性能評価には不可欠です。2005年に、高温高圧燃焼試験設備を燃焼器入口圧力5MPa、空気温度1000K、流量4kg/s、出口ガス温度2000Kに増強整備し、2007年には、環状燃焼器試験設備を、圧力2.0MPa、温度753K、流量20.5kg/s、出口ガス温度2000Kに改修整備しました。

## 環状燃焼器試験設備 Annular Combustor Test Facility

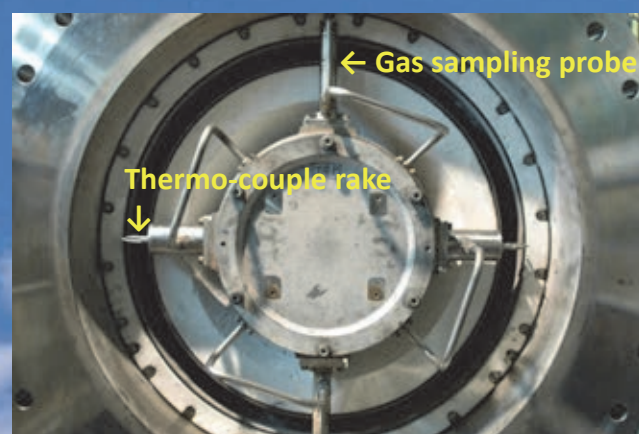


### Test condition range

入口空気圧力 (Pressure)	: 0.3~2MPa
入口空気温度 (Air temperature)	: 400~753K
入口空気流量 (Mass flow)	: 1~20.5kg/s
燃焼器出口温度 (Gas temp.)	: 1800K max.
燃料 (Fuel)	: JET A-1
トラバース角度 (Traverse angle)	: 370deg.

### Measuring equipment

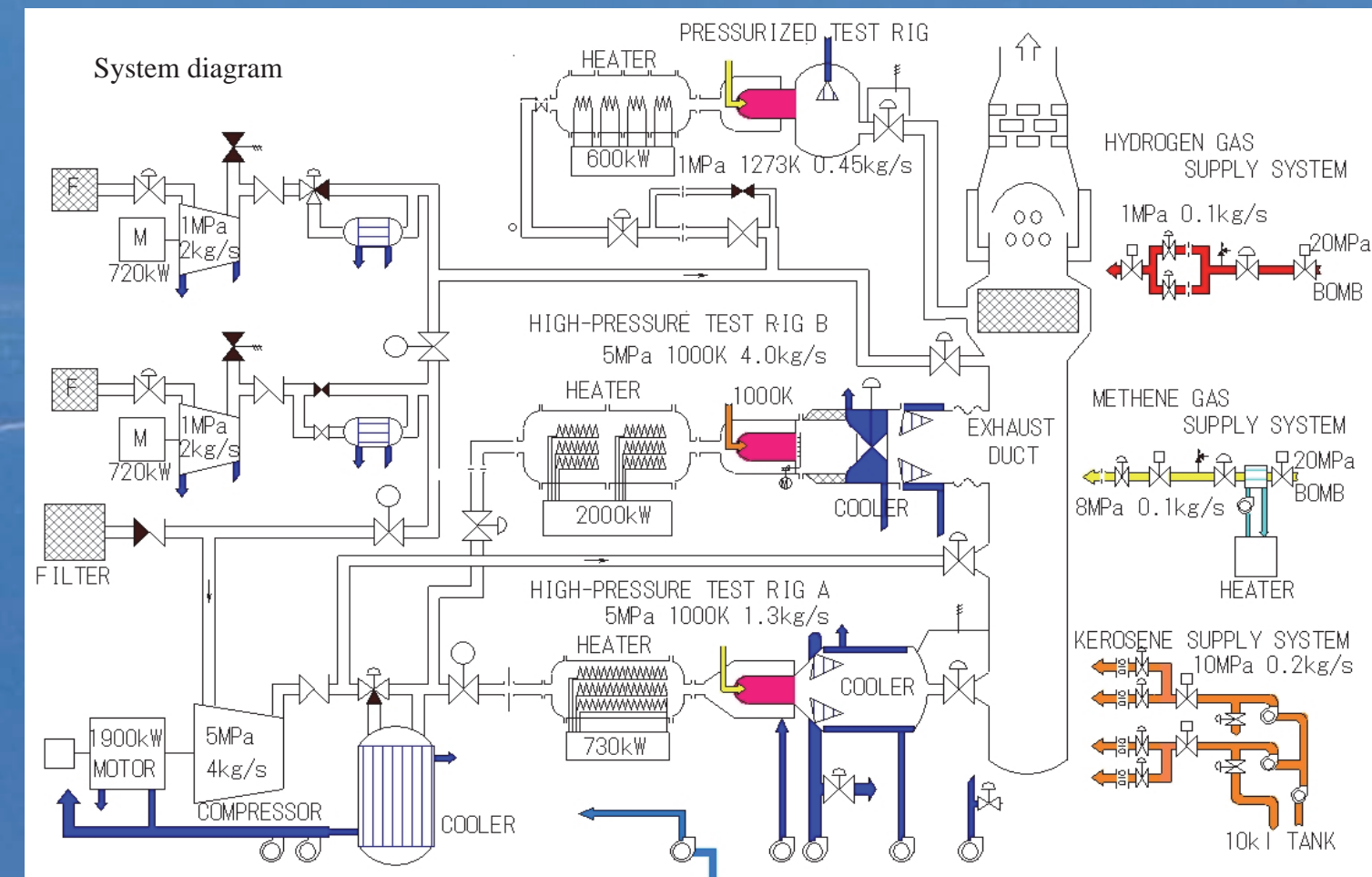
圧力 (Pressure)	: 50points
温度 (Air Temperature)	: 150points
出口温度 (combustor exit temp.)	: 10points
ガスサンプリングプローブ (Gas rake)	: 5points
ガス分析計 (Gas analyzer)	
排煙濃度計 (Smoke meter)	



Movable gas sampling probe and thermo-couple rakes at combustor exit

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has conducted research and development of combustion technologies for aircraft engine to reduce nitrogen oxides (NOx) emissions drastically from the standard which is being stringent by International Civil Aviation Organization (ICAO). JAXA also has technical cooperation and collaborative researches about gas turbine combustors with manufacturers and collaborations about high temperature heat-resistant materials with government ministries and agencies. JAXA developed high pressure combustion test facilities to support research and development of manufacturers. High-Temperature and High-Pressure Combustion Test Facility was improved in 2005. Its combustor inlet pressure is up to 5 MPa, temperature is up to 1,000 K, air flow rate is up to 4 kg/s and exit gas temperature is up to 2,000 K. Full Annular Combustor Test Facility was improved in 2007. Its inlet air pressure is up to 2 MPa, temperature is 753 K, air flow rate is 20.5 kg/s and exit gas temperature is up to 2,000 K.

## 高温高圧燃焼試験設備 High-Temperature & High-Pressure Combustion Test Facility

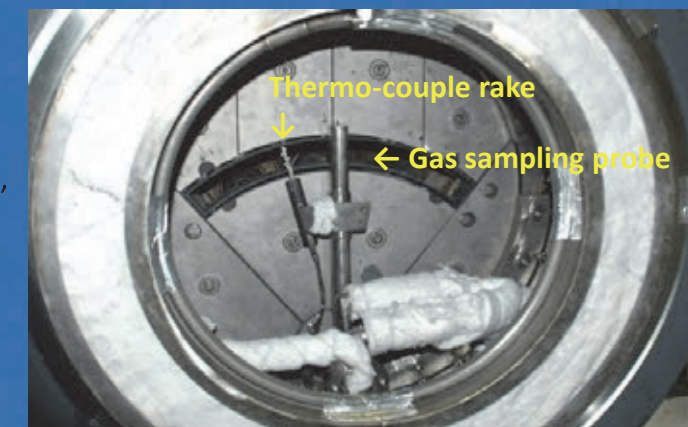


### 高圧B系 (Rig B) Test condition range

入口空気圧力 (Pressure)	: 0.3~5MPa
入口空気温度 (Air temperature)	: 400~1000K
入口空気流量 (Air flow rate)	: 0.3~4kg/s
燃料 (Fuel)	: kerosene, methane, hydrogen
燃焼器出口温度 (Gas temp.)	: 2000K max.
トラバース角度 (Traverse angle)	: 90deg.

### Measuring equipment

圧力 (Pressure)	: 50points
温度 (Air temperature)	: 100points
出口温度 (Combustor exit temp.)	: 7points
ガスサンプリングプローブ (Gas rake)	: 5points
ガス分析計 (Gas analyzer)	
排煙濃度計 (Smoke meter)	



Movable gas sampling probe and thermo-couple rake at combustor exit



# 環状燃焼器試験設備

## Annular Combustor Test Facility

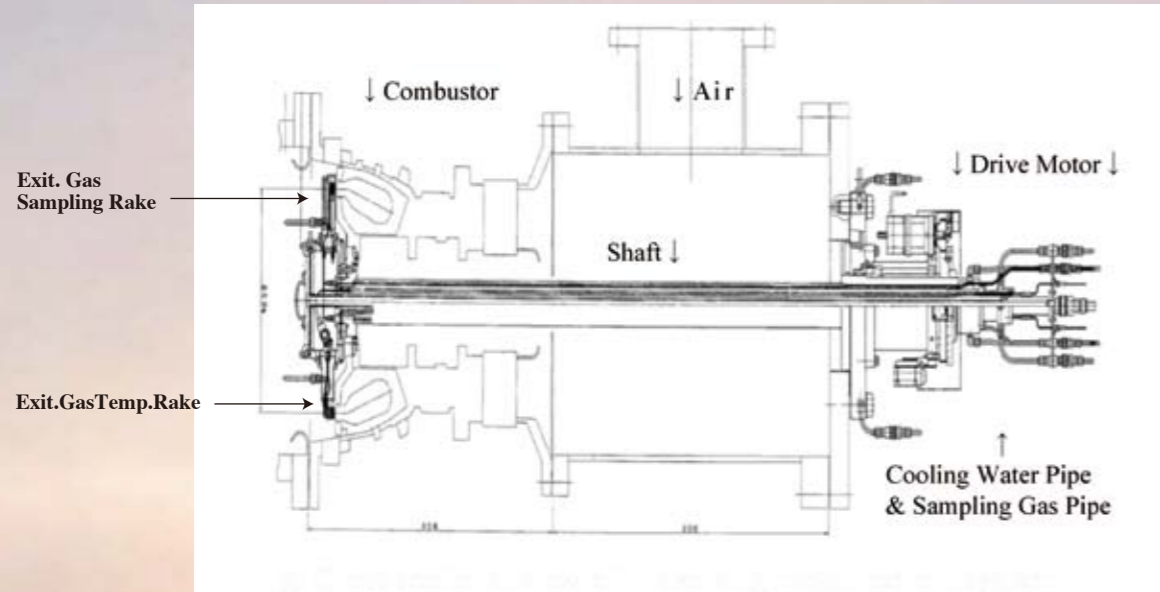


Fig. Cross sectional view of Traversing measurement system

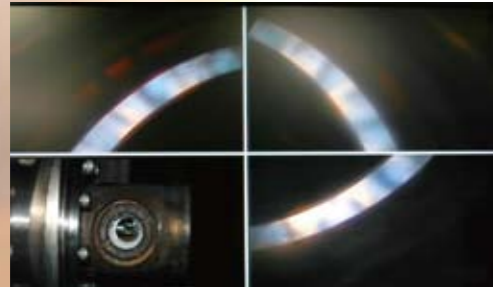


Fig. Combustor Exit. View

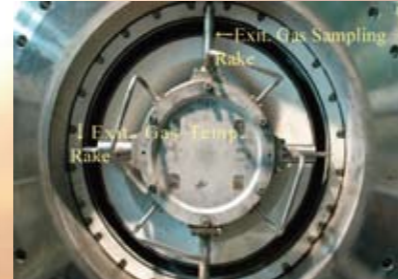


Fig. Movable Exit. gas sampling and temp. Rakes



10000 kW 高压空気圧縮機  
 10000 kW Air Compressor

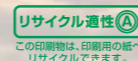
吐出圧力 (Press.) : 2MPa  
 空気温度 (Temp.) : 400~750K  
 空気流量 (FlowRate) : 20kg/s



独立行政法人宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター  
 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1 tel: 0422-40-3000(代)

Aerospace Exploration Agency  
 Aerospace Research and Development Directorate

7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522 Japan  
 JAXA website [http://www.jaxa.jp/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/index_e.html)



# 宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

研究開発本部 航空エンジン技術開発センター

Aerospace Research and Development Directorate  
 Jet Engine Technology Research Center

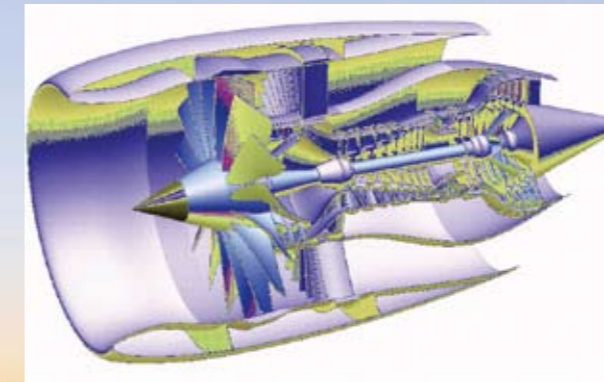
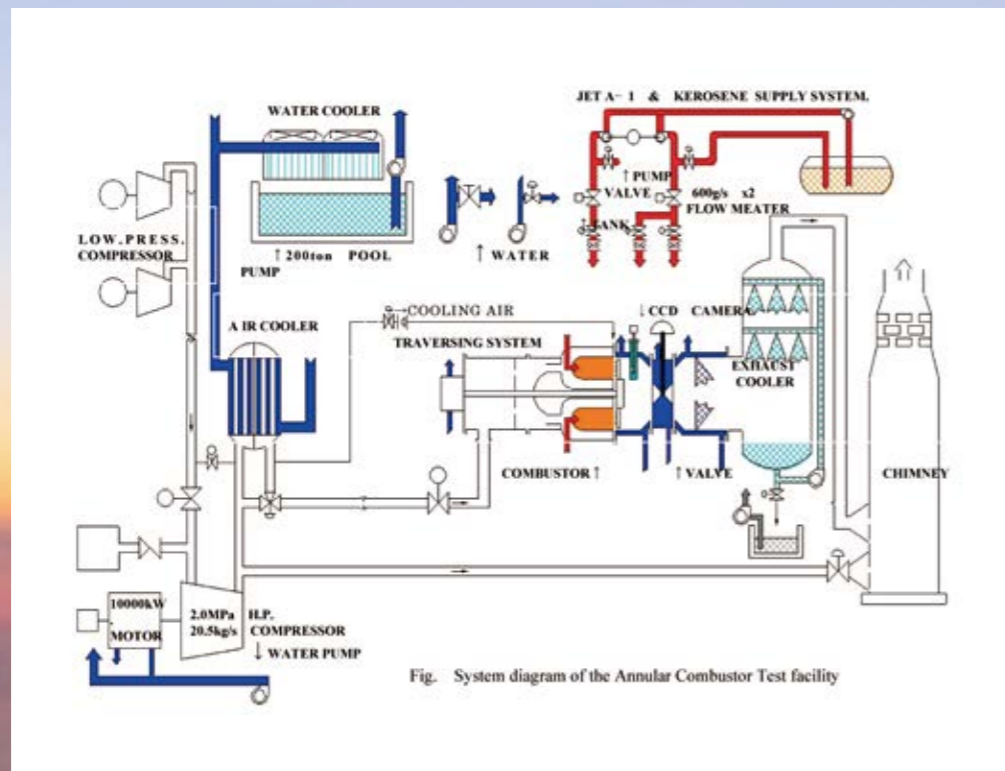
# 環状燃焼器試験設備

## Annular Combustor Test Facility

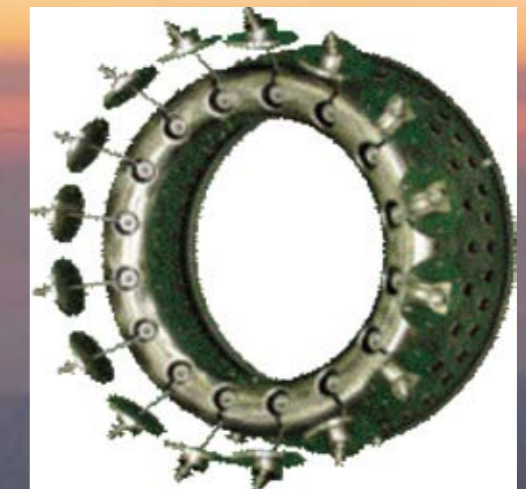
航空エンジン燃焼器の研究開発における最大の課題は、環境適合化のための低NOx 燃焼技術の実用化で、世界各国がこれにしのぎを削っています。航空エンジンの心臓部である燃焼器は、燃費向上のため高い空気温度、圧力条件で性能を発揮することが求められているため、実圧実温燃焼試験装置が、燃焼器の開発・性能評価には不可欠です。

本環状燃焼器試験設備は、省庁連携の下で企業との共同研究を行うとともに、技術協力、さらには大型設備供用による支援を行う目的で拡充整備された設備として、実エンジンに搭載する環状燃焼器の試験が行えるよう、燃焼器入口空気圧力2MPa、温度753K、流量20.5kg/sの燃焼用空気を供給し、性能評価試験に必要な詳細な燃焼器出口温度、ガス濃度分布計測が可能なトラバース装置を備えています。

JAXA AP-6 Annular Combustor Test Facility was renewed in 2007. Now, it can supply airflow at pressures up to 2 MPa, temperatures up to 753 K, and flow rate up to 20.5 kg/s. It is even designed to stand the exhaust temperature up to 2000 K. An annular traversing gas and temperature measurement system and a flame monitoring view windows for combustion are also equipped in this facility. Originally, this facility was built in 1975 for the development of the annular combustor for the FJR710 Turbofan-engine, the purely Japanese high-bypass turbofan engine. By virtue of the present modification, we can meet the requirement, for conducting combustion tests of annular combustors, to be installed in the ECO engine, being aimed for production in the XResearch and Development for an Environment-Friendly, Small Aircraft Engine project, supervised by the Ministry of Economy, Trade and Industry. Furthermore, this augmentation gives us an opportunity for developing the low-NOx annular combustor of the next generation civil aero-engines.



Clean TurboFan Engine



Annular Combustor

### Test Range

入口空気圧力 (Press.)	: 0.3~2MPa
入口空気温度 (Temp.)	: 400~753K
入口空気流量 (Mass Flow)	: 1~20.5 k g/s
燃焼器出口温度 (Gas Temp.)	: max 1800K
燃料 (Fuel)	: JETA-1
トラバース角度 (Travers)	: 370deg

### Measuring Equipments

圧力 (Press.)	: 50points
温度 (Temp.)	: 150points
出口温度 (Exit.)	: 10points
ガス分析計 (GasAnalyzer)	
排煙濃度計 (Smoke Meater)	