

環状燃焼器試験設備

Annular Combustor Test Facility

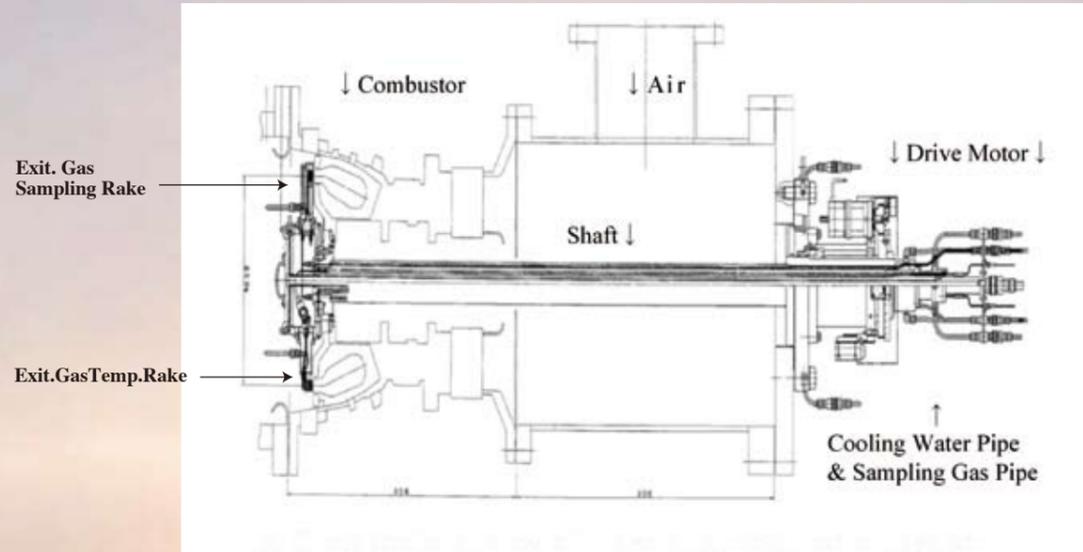


Fig. Cross sectional view of Traversing measurement system

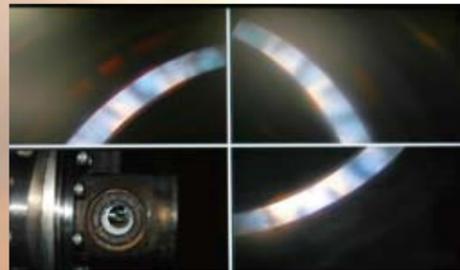


Fig. Combustor Exit. View

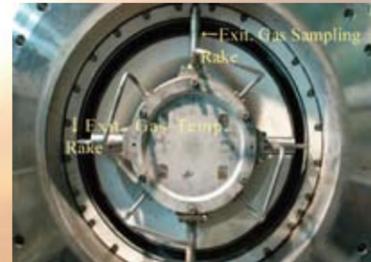


Fig. Movable Exit. gas sampling and temp. Rakes



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

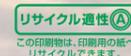
吐出圧力 (Press.) : 2MPa
 空気温度 (Temp.) : 400~750K ⇒ 電気ヒータ1000K
 空気流量 (FlowRate) : 20kg/s



国立研究開発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)

Japan Aerospace Exploration Agency
 Aviation Technology Directorate

7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522 Japan
 JAXA website http://www.jaxa.jp/index_e.html



宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

航空技術部門 設備技術研究ユニット
 Aviation Technology Directorate
 Aeronautical Facility Research Unit

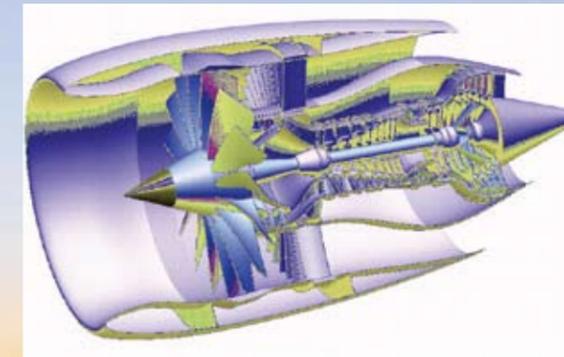
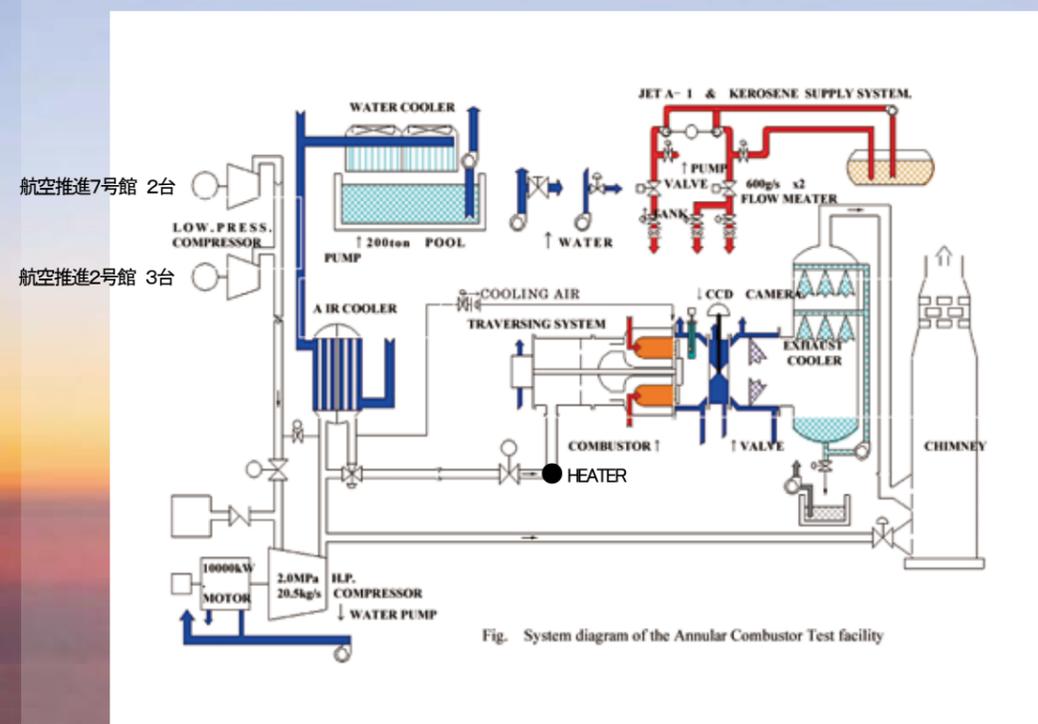
環状燃焼器試験設備

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 Max.1000K
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)	