

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

高温高圧燃焼試験設備の拡充整備

下平 一雄, 山田 秀志, 牧野 敦
山本 武, 林 茂

2006年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA Research and Development Memorandum

高温高圧燃焼試験設備の拡充整備

High-Temperature & High-Pressure Combustion Test Facility in JAXA

下平 一雄^{*1}, 山田 秀志^{*2}, 牧野 敦^{*1}
山本 武^{*2}, 林 茂^{*2}

Kazuo SHIMODAIRA^{*1}, Hideshi YAMADA^{*2}, Atsushi MAKINO^{*2}
Takeshi YAMAMOTO^{*1}, Shigeru HAYASHI^{*2}

- * 1 : 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 燃焼技術セクション
Combustion Technology Section, Aeroengine Technology Center, Institute of
Aerospace Technology
- * 2 : 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム エミッション低減チーム
Low-Emissions Technology Section, Clean Engine Team, Aviation Program
Group

2006 年 3 月
March 2006

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

高温高圧燃焼試験設備の拡充整備*

下平 一雄*¹ 山田 秀志*² 牧野 敦*¹
山本 武*² 林 茂*²

High-Temperature & High-Pressure Combustion Test Facility in JAXA *

Kazuo SHIMODAIRA *¹, Hideshi YAMADA *², Atsushi MAKINO *²,
Takeshi YAMAMOTO *¹, and Shigeru HAYASHI *²

ABSTRACT

JAXA AP-7 High-Temperature & High-Pressure Combustion Test Facility is a unique facility that can supply air at temperatures up to 1000 K and pressures up to 5 MPa. In order to make this facility more attractive and useful in developing combustors of aero-engines, every effort has been made to increase flow rates of air up to 4.0 kg/s, which is the triple of the previous performance. A traversing measurement system and a direct monitoring system for combustion are also equipped in this facility. By virtue of the augmentation of airflow rate, we can meet the requirement, up to about 2 MPa, for conducting combustion tests of sector combustors, to be installed in the ECO engine, being aimed for production in the “Research 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 a low-NO_x fuel-injector for the single combustor of the next generation civil aero-engines, operating under high-pressure ratios. Having finished competitive combustion tests for examining performance of sector combustions for ECO engines, it is strongly anticipated for this facility to be used in refining the combustor, to be selected in the competition.

Keywords : Combustor test rig, High-pressure, High-temperature, Traversing measurement system, Direct monitoring system for combustion

概 要

高温高圧燃焼試験設備の拡充整備が完了した。これにより、圧力 5 MPa、温度 1000 K、流量 4 kg/s の燃焼用空気を燃焼器に供給することができ、実圧実温での性能評価が可能となった。

(圧力表記は、MPa : 絶対圧力 MPaG : ゲージ圧力 とする。)

1. はじめに

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NO_x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る。宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、「航空エンジン環境技術研究開発プロジェ

* 平成 18 年 3 月 5 日受付 (received 5 March, 2006)

*¹ 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 燃焼技術セクション (Combustion Technology Section, Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*² 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム エミッション低減チーム (Low-Emissions Technology Section, Clean Engine Team, Aviation Program Group)

クト」(TechCLEAN)を2005年10月より開始し、国際民間航空機関(ICA)現NO_x排出規制値(CAEP4)の80%低減を目標に、NO_xの大幅な排出削減を可能とする燃焼技術の確立を目標としている。また、経済産業省/新エネルギー・産業技術総合研究開発機構(NEDO)のプロジェクトとして2004年から開始された「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」(通称:エコエンジンプロジェクト)の燃焼器開発では、ICA CAEP4の50%低減を目標にしている。

航空エンジンの心臓部である燃焼器は、将来的には、入口空気圧力4MPa以上、入口温度950K以上の条件にて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の実現が、実燃焼器の開発・性能評価には不可欠である。また、2005年度から開始されるエコエンジン環状燃焼器の扇形部分模型(セクタ型燃焼器と呼称)による開発選定試験にあたり、模型燃焼器用大型ケーシングと出口温度と排ガス濃度のトラバース計測装置の導入が必要とされた。

本高温高压燃焼試験設備は、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拡充整備される設備として、整備目標を、燃焼器入口圧力5MPa、温度1000K、流量4kg/sの燃焼

用空気を供給可能なこととし、性能評価試験に必要な高压ケーシングとトラバース装置の製作も行った。以下に設備拡充整備の概要を示す。

2. 設備の構成

JAXA 総合技術研究本部 航空宇宙技術研究センタ 航空推進7号館に設置された高温高压燃焼試験設備は、1983年にムーンライトプロジェクトの高効率ガスタービン高压燃焼器開発支援のために設置された設備で、当初、高压燃焼試験装置と中圧燃焼試験装置から構成されていた。その後、宇宙往還機用ターボラムジェットエンジンや次世代超音速機用推進システムの研究開発等に対応するため、1992年には中圧系に空気温度1273Kの加熱器増設を、2000年には高压系にも空気加熱器の増設を行ってきた。今回の拡充整備では、高温高压燃焼試験装置(高压B系と呼称する)の増設と燃料供給系の改修等を実施した。本設備は、付図1に示す全体系統図のように、空気を供給する低压および高压圧縮機、供給空気圧・流量別の3系統の燃焼試験装置(高压A系、高压B系、中圧系)、そして供試燃焼器に燃料(灯油、天然ガス、水素ガスの3種)を供給する燃料供給装置と冷却水ポンプ等の補機類から構成されている。

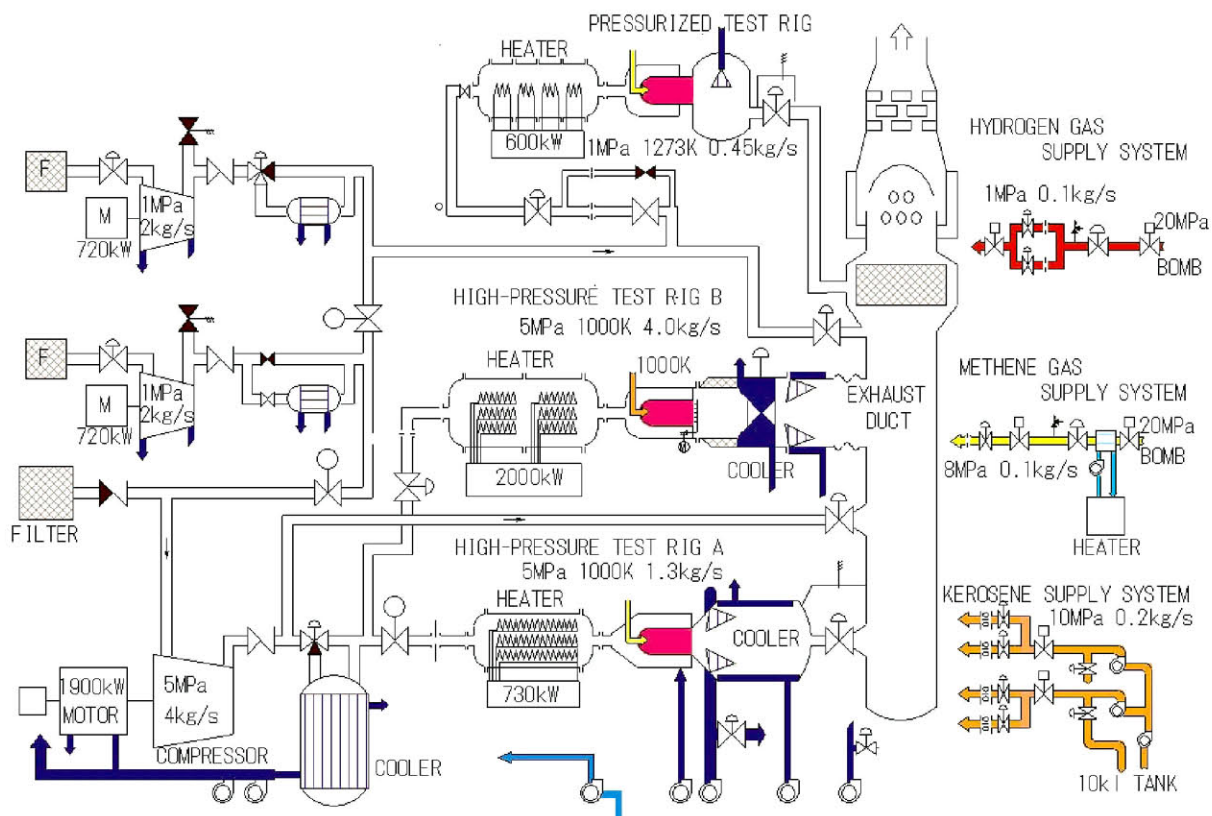


図1 高温高压燃焼試験設備 系統図

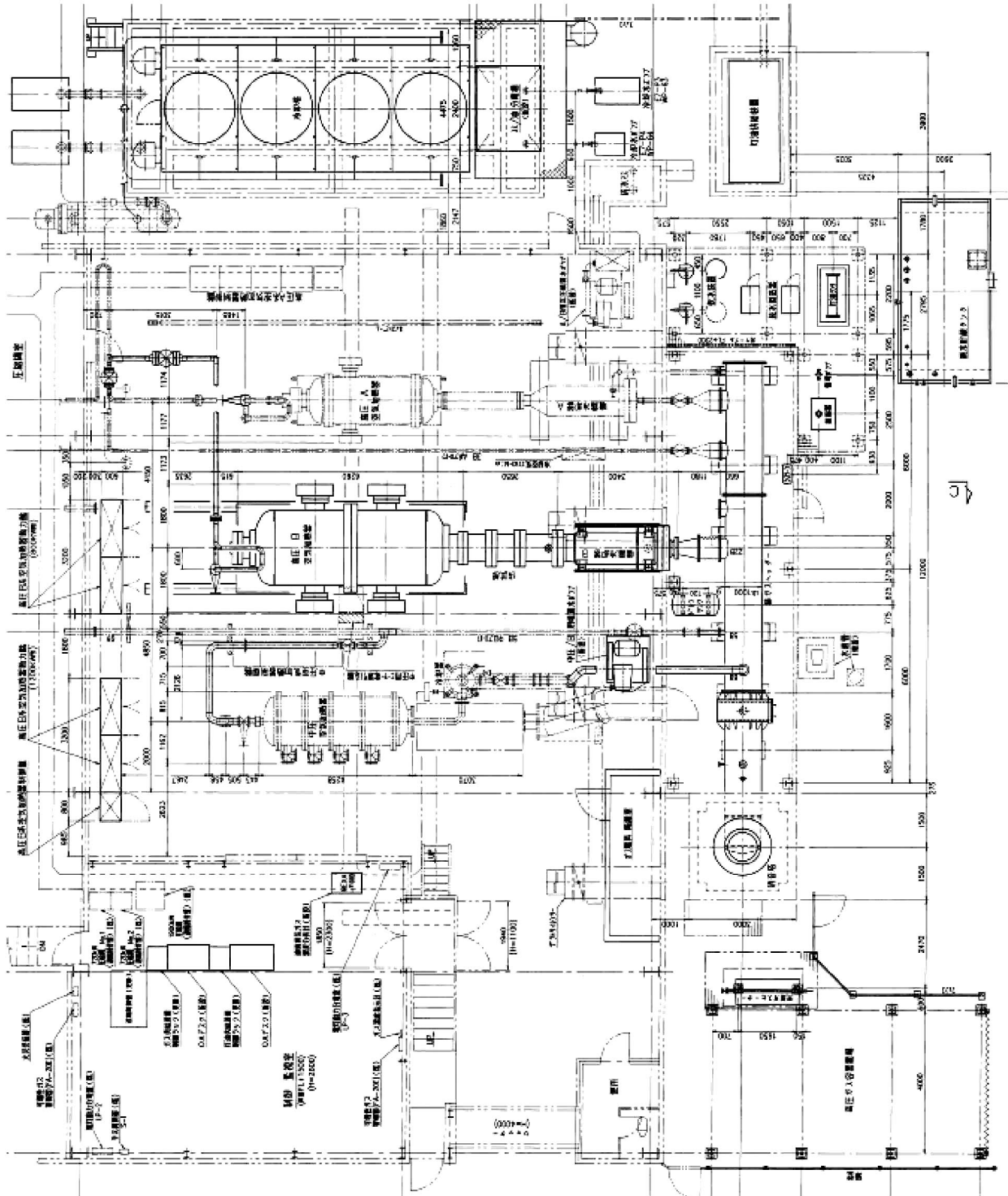


表1 高圧B系試験範囲 (MPaは絶対圧)

入口空気 圧力 (MPa)	入口空気 温度 (K)	空気流量 (kg/s)	最高出口ガス温度 (K)
5.0	400 ~ 1000	1.0 ~ 4.0	2000
4.0	400 ~ 1000	1.0 ~ 4.0	2000
3.0	400 ~ 1000	1.0 ~ 4.0	2000
2.0	400 ~ 1000	0.5 ~ 4.0	2000
1.0	400 ~ 1000	0.5 ~ 3.0	2000
0.3	400 ~ 1000	0.3 ~ 2.0	2000

表2 1900kW 空気圧縮機性能

(大気圧 1013hPa, 吸込温度 293 K)

吐出圧力 (MPa)	吐出温度 (K)	空気流量 (kg/s)
5.0	710	4.0
4.0	670	4.0
3.0	650	4.0
2.0	623	4.0

3. 高圧B系

3.1 高圧B系空気供給系

高圧B系は、付図2に示す試験設備配置図のように、既設の中圧燃焼試験系を実験室西側に移設して設置した。実験室西側にあった常圧試験系は撤去し、中圧燃焼試験系の排気冷却器と調圧弁を移動式として、常圧試験を行う構造とした。

空気供給系は、既設の吐出圧力 1.07MPa、空気流量 2kg/s の 720kW 低圧圧縮機 (川崎重工製) 2台とその吐出空気をさらに圧縮する 1900kW 高圧圧縮機 (三井造船製) からなり、最大圧力 5MPa、空気流量 4kg/s である。なお、高圧圧縮機からの高温高圧空気は、一部を水冷熱交換器にバイパス制御して、吐出空気温度以下でも供給できる。中圧燃焼系には、低圧圧縮機から供給する。

3.2 高圧B系試験範囲

高圧B系試験範囲を表1に示す。1900kW 高圧空気圧縮機性能を表2に示す。試験範囲は、最低入口圧力 0.3MPa、温度 400K、空気流量 0.3kg/s から、圧縮機の最大能力を使用できる範囲とした。当所、入口圧力 0.5MPa、空気流量 0.5kg/s からとしていたが、エコエンジンセクタ型燃焼器模型で、エンジンアイドル条件の試験が出来るよう求められ実証試験で確認した。燃焼器要素試験などで、燃焼器出口ガス温度が 2000K 以上となる時は、圧縮機吐出空気の一部をバイパスし燃焼器出口で混合して 2000K 以下とする構造とした。

3.3 空気配管、空気流量制御弁と空気流量計

図3に高圧B系構成と外観を示す。試験用高圧空気は、既設高圧配管から空気配管 (口径 100A, 耐圧力 6.3MPa, 温度 758K, 材質 STPT12S Sch80) を分岐し、空気流量制御弁、空気流量計、系統仕切弁を経て空気加熱器に送られる。空気配管には保温材とカバーを施し、放熱による空気温度の低下と他の機器への熱障害を防いだ。高温

空気による配管の熱伸縮を吸収するよう配管の一部を曲げて配置した。

空気流量制御弁は、中北製作所製ダイヤフラム調節弁 (口径 125A, CV 値 250) で、計測室遠隔操作盤からの電気信号 (4-20mA) により動作する空気圧作動弁とした。空気流量計はオリフィスを用い、管径 97.1mm, オリフィス径 64.43mm, 流出係数 0.60607 で、上流圧力 5MPa, 差圧 150kPa の圧力変換器と K 熱電対を用いて流量に換算する。

3.4 空気加熱器

2000kW 空気加熱器 (竹綱製作所製) は、サイリスタ制御の電熱線加熱方式で、上流側 1200kW, 下流側 800kW の 2 段式とした。吐出空気の最高温度は、1000K (@4kg/s), 温度制御精度は ± 1 K, 平均昇温速度は 10K/min で、吐出部流路径は 430mm とした。図4に加熱器構造断面図を示す。加熱器を収めた圧力容器は、耐圧 5MPaG, 外径 2200mm, 長さ 6260mm の円筒形で、放熱防止のため内壁に断熱材が施されている。重量約 30t の空気加熱器は、ローラー付で床面の補強鋼板上で下流端を実験室床面に固定し、熱伸びを上流側に可動して吸収する。

使用する電力は、既設の 7 号館 2 次変電所の 730kW 空気加熱器共用する 420V 1000KVA トランスと新設された 7 号館南 2 次変電所 (7 号館南東端より南に 21 m) の 420V 1600KVA トランスより、実験室北側に設置した制御・動力盤を経て供給される。図5に制御動力盤構成図を示す。

3.5 供試部

供試部は全長 1600mm で、上下流の 2 分割構造の燃焼器を収めるケーシングが取り付けられる。供試部中心線高さは、床面より 1500mm とした。ケーシングは、試験装置への接合部に自緊式クランプ型管継手 (GRAYLOC) を用いてフランジを廃し、軽量化と計測座の増加を図った。

下流側ケーシングは、エコエンジンプロジェクトにて

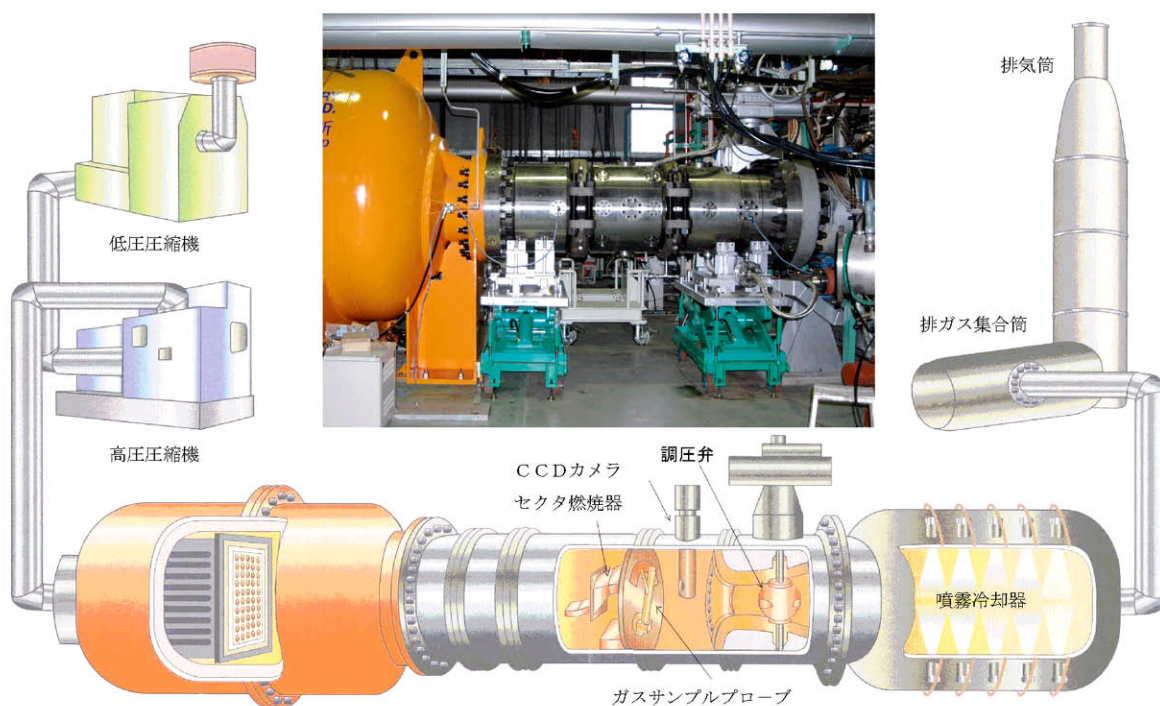


図3 高圧B系構成と外観

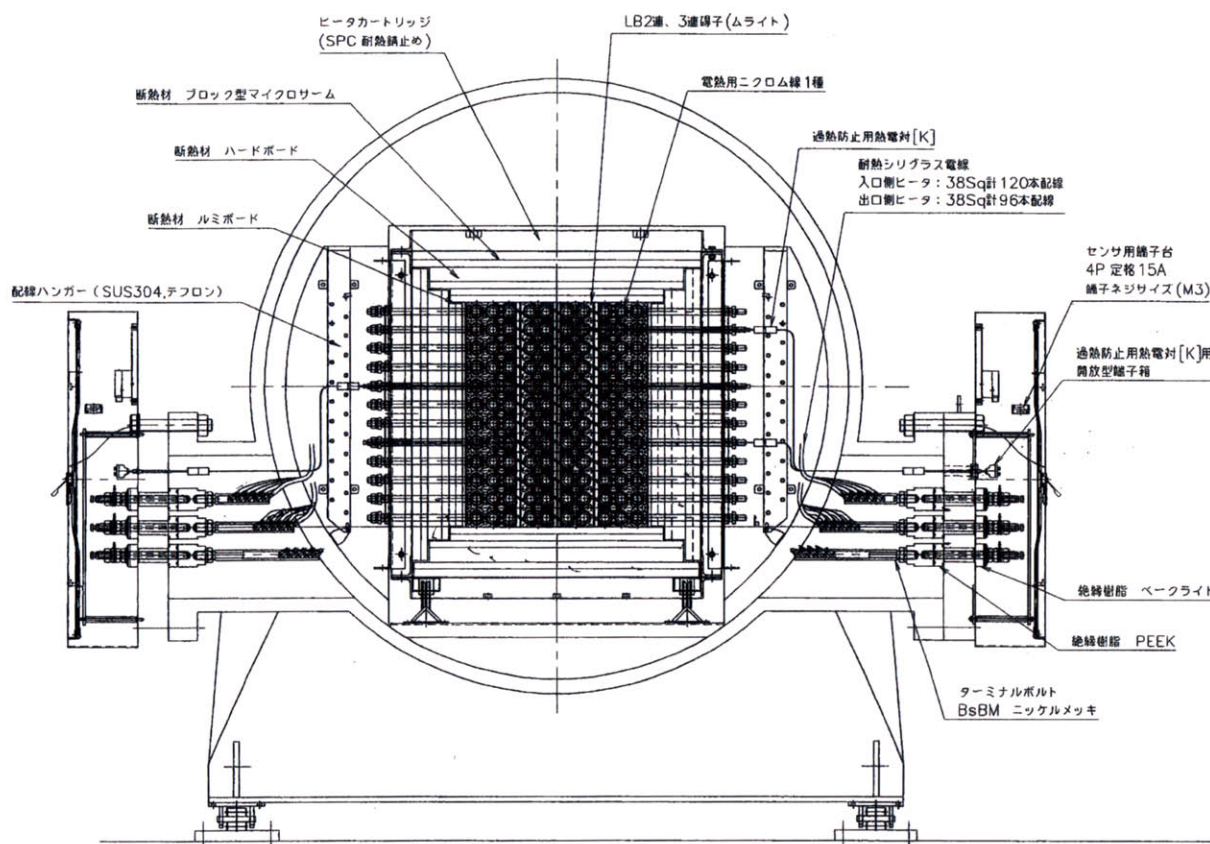


図4 加熱器構造断面図

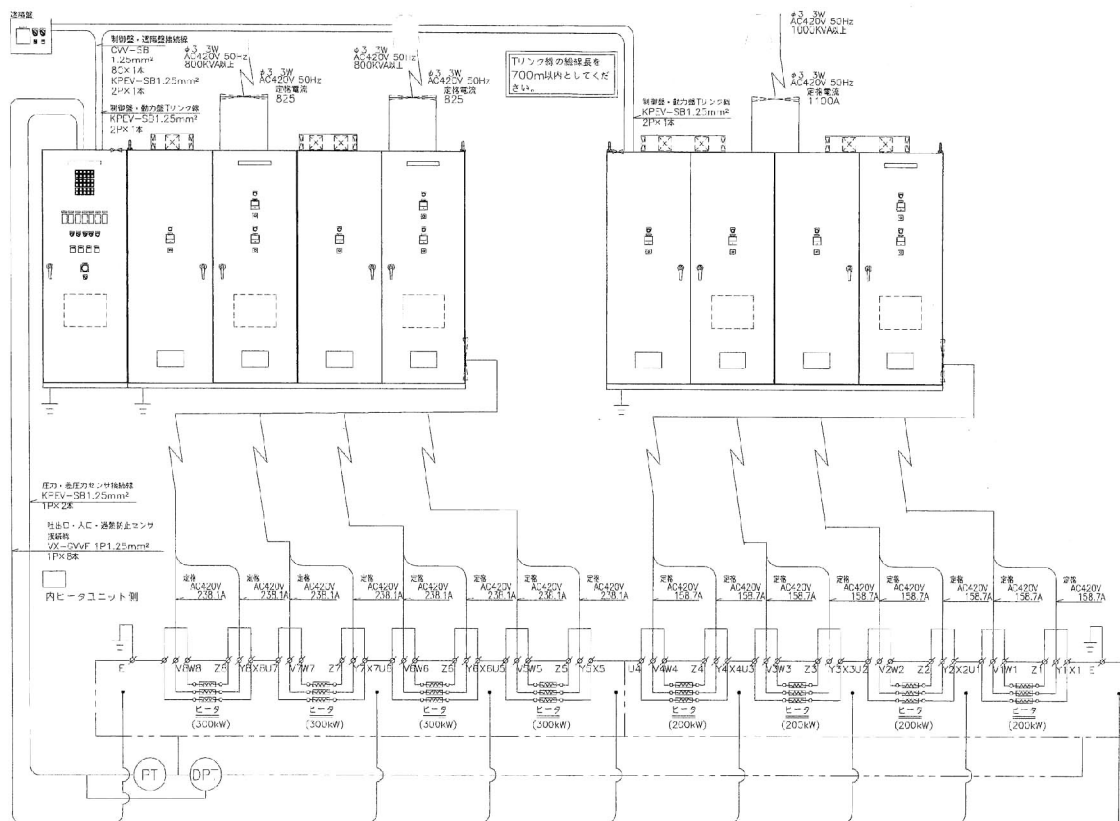


図5 制御動力盤図

開発する環状燃焼器のセクタ形燃焼器模型試験用（セクタ用ケーシングと呼称する）と、要素燃焼器模型試験用（要素用ケーシングと呼称する）の2種を製作した。

セクタ用ケーシングの構成を付図6に、要素用ケーシングの構成を付図7に示す。

(1) 上流側ケーシング

上流側ケーシングは、全長800mm、空気流路径430mmで圧力5MPa、空気温度1000Kに耐える構造・材質（SUS304）で、ケーシングには断熱材と遮熱板（SUS316、 $t=2\text{ mm}$ ）を内張りし、空気温度低下と断熱材飛散防止を図った。また、異物侵入防止用ワイヤーメッシュフィルタと下流側模型へのフローガイド、入口空気条件を計測する温度プローブ（JIS K熱電対3点式）と全圧プローブ（3点式）を取り付けた。

(2) セクタ用ケーシング

セクタ用ケーシングは全長800mmで、燃焼器取付部の空気流路は長さ550mm、内径530mmで、断熱材と遮熱板が内張りされ、圧力2.5MPa、空気温度1000Kに耐える構造・材質（SUS304）とした。ケーシングには、扇形部分模型支持座（内径530mm）、熱電対や圧力配管を取り出す座（孔径50mm）8ヵ所と、観察窓、燃料供給管、

点火栓等の取付座（孔径80mm）3ヵ所が、燃焼器出口の計測部分には、固定式プローブ取付座（孔径24mm）5ヵ所（位置-22.5度、-11.25度、0度、11.5度、22.5度）、燃焼器出口温度計測熱電対やサンプルガス配管、プローブ冷却水配管取出座（孔径50mm）3ヵ所を設けた。

また、扇形部分模型出口を周方向にトラバース計測するプローブ駆動装置（パルスモータ）と位置検出器をケーシングに取り付けた。燃焼器出口にプローブを取り付けた様子と燃焼試験中の写真を図8に示す。トラバース範囲は、外径270mm、内径240mmで角度範囲は、頂点0度位置から±50度で精度は±0.5度以内、速度は0.5度/secとした。トラバース軸には水冷5点式ガス採取・全圧計測プローブと、JIS B熱電対5点式温度計測プローブを取り付け、計測角度をずらして同時計測を行う。トラバース制御は、駆動部より10mはなれた制御ボックスから行う。燃焼試験中は、計測用パソコンからRS232Cで遠隔制御する。また手動設定器も備えられ、供試部に組み込まれる前のトラバース作動確認に用いる。

(3) 要素用ケーシング

要素用ケーシングは、セクタ用ケーシングと主要寸法は同一だが、圧力5MPa、空気温度1000Kに耐える構造・

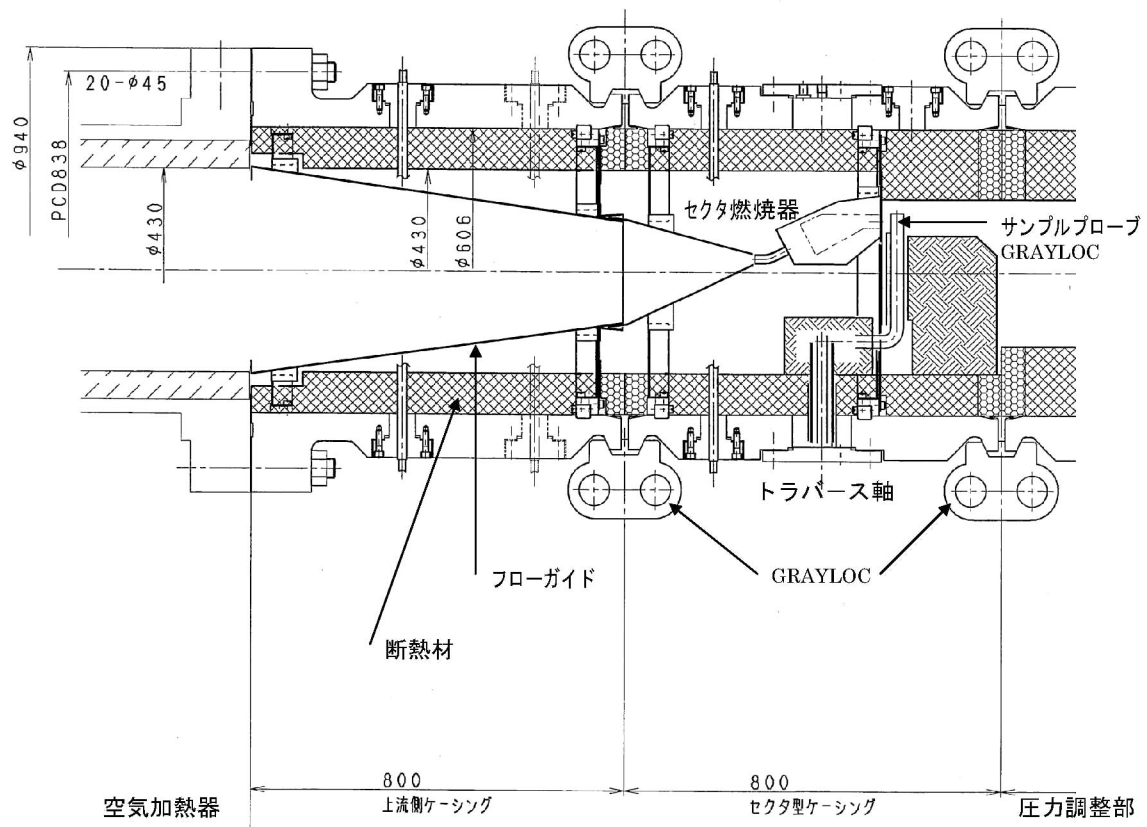


図6 セクター用ケーシング

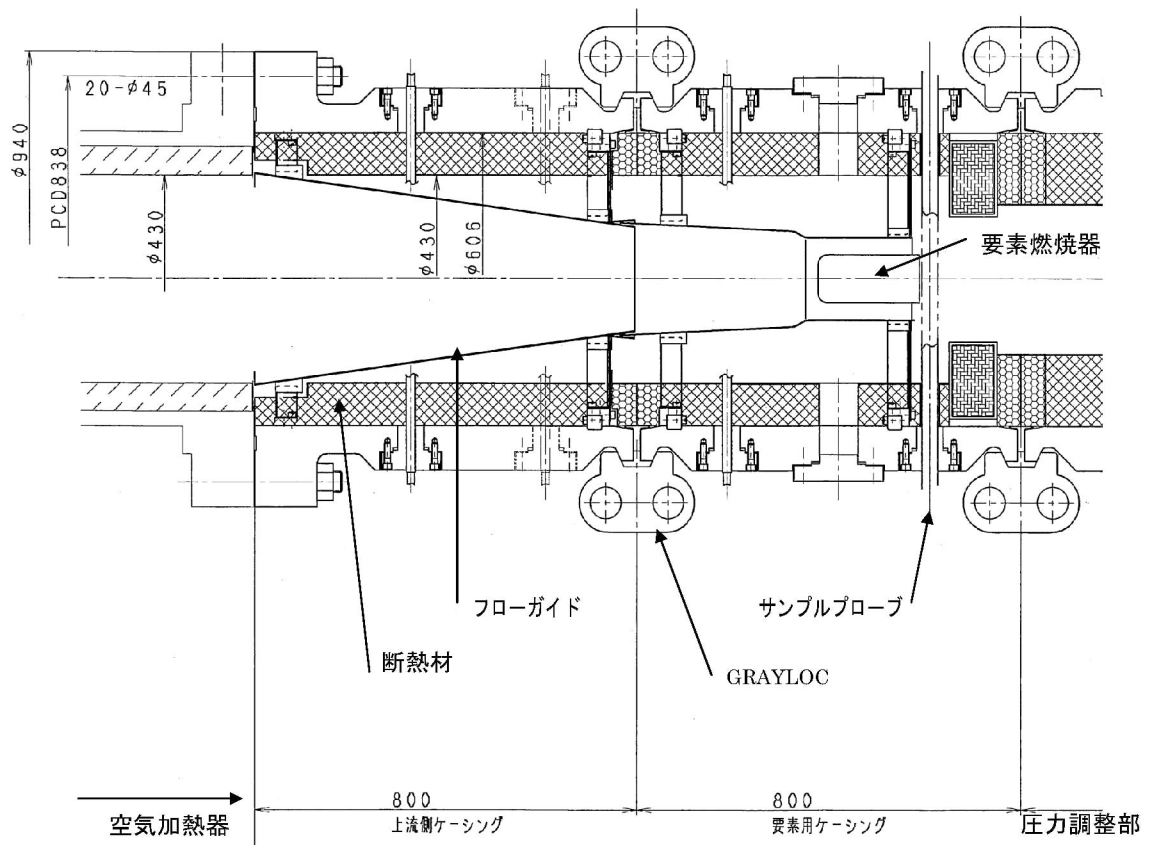


図7 要素用ケーシング

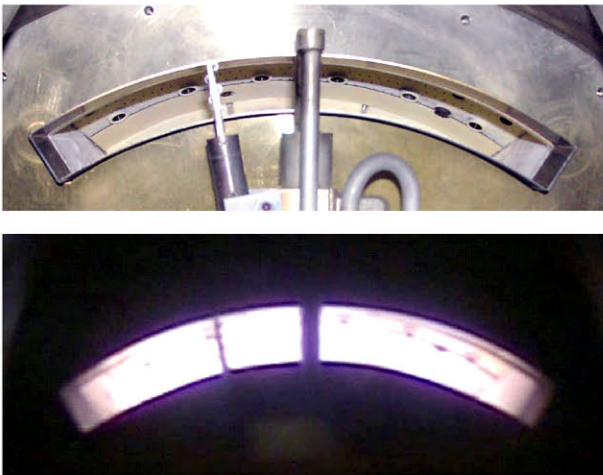


図8 セクタ燃焼器出口とサンプルプローブ取付状況
(下図は燃焼試験中の CCD カメラ画像)

材質とした。

ケーシングには要素試験模型支持座（内径 430 mm）、供試熱電対、圧力配管取出、燃料供給、点火栓取付座、（孔径 50mm）8ヵ所と、光学計測座 4ヵ所（有効径 80mm の石英光学計測窓）が、燃焼器出口部には、固定式排ガスサンプルプローブ取付とバイパス空気導入の座（孔径 50mm）6ヵ所を設けた。

燃焼器要素模型試験で、出口ガス温度が 2000K 以上となる時は、圧縮機吐出空気の一部をバイパスし燃焼器出口で混合して 2000K 以下とする構造とした。バイパス制御と配管は、既設高圧 A 系のバイパス制御と配管を改造して用いた。

3.6 排ガス圧力調整部

図 9 に排ガス圧力調整部断面図を示す。供試部に続く排ガス圧力調整部は、圧力 5MPa、温度 2000K の燃焼ガスを減圧し、排ガス冷却器で冷却後、排ガス集合筒を経て排気塔より大気中に放出する。排ガス圧力調整部入口の流路は 300mm で、調圧弁上流には、燃焼器内部を後方より観察する石英窓（径 40mm）を備えた水冷プローブを取り付け、工業用硬性鏡（オリンパス製 視野角 45 度）と、CCD カメラで映像を計測室に伝送する。

調圧弁は、遠隔操作盤から制御される空気アクチュエータで駆動されるボール型で、高圧冷却水（WP-65 吐出圧力 8MPaG）の一部を調圧弁前面から内部に噴出させ、残りは循環させて調圧弁を冷却する構造とした。高圧冷却水の供給圧力は、排ガス圧力調整部の入口静圧を基準に差圧 20kPa 程度にバイパス弁とポンプ回転数で制御される。冷却水は、コーキング防止のため容量 20 トンの純水タンクを設けて供給した。

調圧弁後方の排ガス冷却器は、噴霧冷却水（WP-65B 吐出圧力 4MPaG）を排気ガス中にノズルから噴射し、排気ガス温度を 573K 以下に冷却する。噴霧冷却水の供給圧力は、排ガス冷却器の出口温度からバイパス弁開度とポンプ回転数で制御される。排ガス冷却器は、冷却器冷却水ポンプ（WP-64 吐出圧力 0.28MPaG）で冷却水をジャケットに流し冷却する。

排ガス圧力調整部と排ガス冷却器は、一体で下流方向に可動式とし、供試部ケーシングを含めた熱伸びを吸収するとともに、供試部組み込み時の隙間を得る構造とした。排ガス冷却器と排ガス集合等は、フレキシブルダク

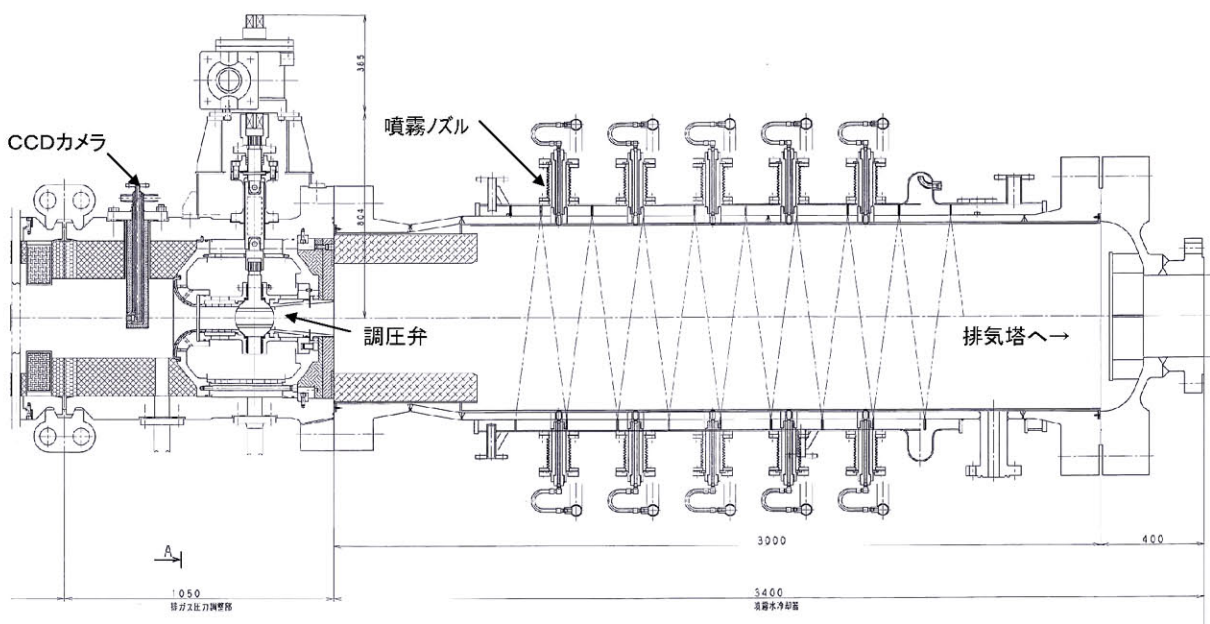


図9 排ガス圧力調整部と噴霧水冷却器

トとで結ばれ、伸縮を吸収している。

4. 高圧A系

高圧A系の外観を図10に示す。試験範囲は圧力が0.5～5.0MPa、空気温度が400～1000K、空気流量が1.3kg/s (@1000K)、出口ガス温度が1673Kである。

高圧空気は、空気流量制御弁、空気流量計測オリフィス、空気加熱器から供試部に送られる。

空気加熱器（竹綱製作所製）は、サイリスタ制御の電熱線加熱方式730kWで、吐出空気の最高温度は1000K、温度制御精度は±2K以下、平均昇温速度は10K/minで、耐圧5MPaの圧力容器内に納められている。吐出部流路径は240mmで、空気加熱器は、上流方向に可動式となっている。

供試部ケーシングは全長1600mm、外径490mmで、高圧B系と同様、2分割構造で、試験装置への接合部にはGRAYLOCを用いている。また、断熱材と遮熱板を内張りした構造も高圧B系と同様である。なお、要素試験模型出口ガス温度が1673K以上となる時は、圧縮機吐出空気の一部をバイパスし燃焼器出口で混合し1673K以下とする構造とした。

供試ケーシングに続く排ガス圧力調整部には、燃焼ガスを高圧冷却水(WP-65 吐出圧力8MPaG)で噴霧冷却後、調圧弁で減圧する。排ガスは、排ガス集気筒、排気塔より大気中に放出する。

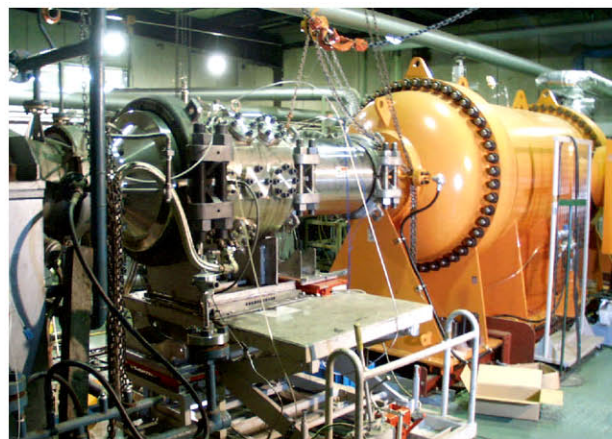


図10 高圧A系 外観

5. 中圧系

中圧系の外観を図11に示す。試験範囲は入口圧力が大気圧～1.0MPa、空気温度が400～1273K、空気流量が2.5kg/s (@600K)、0.45kg/s (@1273K)である。飛行速度マッハ5を模擬する圧力1MPa、温度1273Kの空気を供給することが可能で、宇宙往還機用ラム燃焼器や

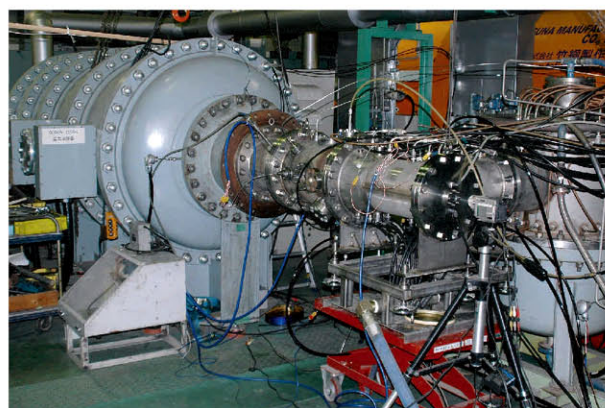


図11 中圧系 外観

ノズルの研究開発のために利用されてきた。中圧系の空気加熱器（竹綱製作所製：600kW）もサイリスタ制御の電熱線加熱方式で、耐圧1MPaGの圧力容器内に納められている。吐出部流路径は300mmで、温度制御精度は±2K、1273Kへの昇温には1時間30分程度を要する。なお、排ガス圧力調整部は可動式で、大気開放試験も実施可能である。

6. 燃料供給装置

既設の灯油供給装置と天然ガス供給装置を廃し、以下の内容で新たに製作した。

6.1 灯油供給装置

灯油は10kℓ地下タンクから、供給圧力2～10MPaG、最大流量100g/sの無脈動プランジャ式昇圧ポンプ（富士テクノ工業製）2台をそれぞれ独立に用いることにより、2系統で最大200g/sを供給可能とした（図1系統図参照）。さらに、ポンプ回転数のインバータ制御と吐出圧力のバイパス制御を行うことで、燃料のステージング供給時の流量制御の円滑化を図った。供給系1は、緊急遮断弁の下流で48g/sの3系統に分岐、供給系2では、緊急遮断弁の下流で24g/sの4系統に分岐後、それぞれ個々に流量制御と流量計測を行っている。流量制御弁はVSM型（山武ハネウエル製）、燃料流量計はラジアルピストン流量計（MAX MACHINERY社製）とした。

また、流量計下流の燃料配管内を窒素置換する系統を供給圧力1～6MPaGで7系統備えている。なお、供給圧力制御、流量制御、緊急遮断、窒素置換は、計測室遠隔操作盤から行う。

6.2 天然ガス供給装置

供給装置はカードル（充填圧力19.6MPaG）から供給される天然ガスを入口緊急遮断弁、温水加温器、減圧弁、

出口緊急遮断弁、流量制御弁、流量計を経て試験部まで供給する。(付図1系統図参照) 供給圧力は2～8 MPaG、最大流量 100 g/s で、供給装置配管はステンレス製とした。供給圧力、流量制御と緊急遮断は計測室遠隔操作盤より行い、入口と出口の緊急遮断弁動作にはタイムラグを設け、緊急遮断時の2次圧過上昇を防止した。供給装置と配管は、既設水素供給配管と共に壁などにより他の機器と隔離し換気する構造とし、ガス漏れ検知器を減圧部、供給配管上部に取付け、ガス漏れ検知器警報部は、計測室既設の可燃性ガス警報機 FA20E (光明理化学製) を改造した。

天然ガスカードル置場とする高压ガス容器置場も既設容器置場を撤去し新設した。

6.3 水素ガス供給装置

水素ガスカードル (充填圧力19.8MPaG, 300Nm³) から供給される水素ガスを入口緊急遮断弁、減圧弁、流量制御弁、流量計、出口緊急遮断弁を経て試験部まで供給する (図1系統図参照)。供給圧力は0.1～1MPaG、最大流量 100 g/s である。なお、水素ガスは中圧系のみへの供給である。

7. 試験装置制御機器

計測室にて前記の空気流量制御弁、空気加熱器、圧力調整弁、燃料制御を遠隔操作できるよう、試験装置制御盤を、既設制御盤を撤去し新たに設けた。高压A系、高压B系、中圧燃焼系の試験を効率よく行えるように、制御機器を燃料供給系、冷却水供給系と共に配置し、冷却水量の低下や燃焼器出口温度過上昇等による警報と燃料供給遮断弁の動作回路を有する。

8. 供試部計測機器

試験装置制御系とは独立した構成で、計測室にて供試燃焼器温度や圧力、圧力変動、排気ガス成分濃度、排煙濃度を遠隔計測し、計算結果をディスプレイに表示するとともに、プリンタや磁気媒体に記録する。温度と圧力の計測点数は計 200 チャンネルで、繰返し計測周期は 1sec とした。

圧力変動計測器は、圧力導管、アンプ、圧力計とその表示記録装置で構成され、KULITE 社トランスデューサ XTE-190 を用いている。

排気ガス濃度分析計 (HORIBA 製 MEXA-7100D) は、NO, NO_x, THC, CO, CO₂, O₂ の 6 成分が連続分析できる。排煙濃度は、AVL 社製 MODEL 415S と BACHARACH SMOKE TESTER を用いて適宜計測する。

なお、サンプルプローブからの燃焼器排気ガスを大気圧まで減圧し、ガス分析計と排煙濃度計に導く加熱導管等は、ICAO の計測とサンプリング法に合致したものである。

9. 補機

(1) 計装用空気源

制御機器増加のため新機と交換。吐出圧力 0.7 MPaG 空気流量 830 ℓ/min、電圧 200 V、消費電力 7.5kW 脱湿機付とした。

(2) 冷却水ポンプ WP-61～66 の計 6 台の新機交換

冷却水ポンプ性能一覧を表3に示す。空気圧縮機冷却、1900kW 空気圧縮機吐出温度制御用冷却水ポンプ WP-61, 62 は、老朽化のため新機と交換、冷却水配管は既存配管を用いた。供試部用ポンプ WP-63 は、新機と交換し、配

表3 冷却水ポンプ性能

名称	用途	水源	吐出圧力 (MPaG)	流量 (m ³ /h)	電圧 (V)	消費電力 (kW)	数量
WP-61, 62	圧縮機冷却 熱交換器	冷却水槽水	0.28	150	200	18.5	2
WP-63	供試部冷却	実験用井水	1.03	15	200	22	1
WP-64	排ガス冷却器 ジャケット用	冷却水槽水	0.35	20	200	5.5	1
WP-65	調圧弁冷却	純水	8.0	12	420	45	1
WP-65B	排ガス冷却 噴霧水	イオン交換水	4.0	9	420	11	1
WP-66	排溜揚水	排水	0.8	24	200	1.5	1

管は、高圧A系、高圧B系、中圧系と共用するよう新たに配管し、それぞれ出口に手動弁を設け、配管は、ステンレス管とした。排ガス冷却器用WP-64は、高圧B系後部冷却器必要流量に合わせ容量を増加して新機と交換した、高圧A系、高圧B系、中圧系と共用するよう新たに配管し、それぞれ出口に切替手動弁と冷却水槽への戻り配管を設けた。

排ガス冷却器噴霧水ポンプWP-65は、高圧B系後部冷却器必要流量に合わせ容量を増加して新機と交換。配管は、高圧A系、高圧B系、中圧系と共用するよう新たに配管し、それぞれ出口に切替手動弁を設け。配管は、ステンレス管とした。

排水用WP-66は、老朽化のため新機と交換。排水ピットよりくみ上げた排水は、油水分離とろ過を行い貯水槽に返送する。

(3) 冷却塔

高圧B系排水冷却必要流量に合わせ容量を増加して新機と交換した冷却塔は、冷却能力7238kw、電圧400V、消費電力5.5kW。

(4) 排ガス集合等と排気塔

老朽化のため新機と交換した、耐圧力0.2MPaGで1900kW空気圧縮機吐出空気温度、排ガス冷却器出口ガス温度に耐え、高圧A系、高圧B系、中圧系と共用する構造とした。

10. 国内外高圧燃焼試験装置との比較

国内外の燃焼試験設備の試験範囲を表4に示す。本高温高圧燃焼試験設備の試験圧力5MPa、温度1000K、空気量4kg/sを国内外の燃焼試験設備と比べると、空気流量では及ばないものの、圧力、温度では世界に伍する試験設備となっていることがわかる。

表4 国内外の燃焼試験設備の試験範囲

国	組織	最大圧力	入口温度	最大流量
米国	NASA Glenn Research Center	6.2MPa	922K	23kg/s
米国	P&W 社	4.48MPa	922K	45kg/s
英国	ロールスロイス社	3.5MPa	973K	46kg/s
独国	DLR	2.0MPa	873K	10kg/s
仏国	国立原動機研究センター	2.2MPa	873K	25kg/s
日本	MHI	2.0MPa	633K	50kg/s
日本	JAXA	5.0MPa	1000K	4kg/s

11. むすび

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NO_x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る。エコエンジンプロジェクトでは、国際民間航空機関（ICAO）の現NO_x排出規制値の50%低減を目標に、Tech CLEANプロジェクトでは80%低減を目標に、超低NO_x燃焼器の実現を目指している。

試験圧力5MPa、温度1000K、空気流量4kg/sの性能を持つ本高温高圧燃焼試験設備の整備完了により、世界的に見ても遜色のない燃焼試験設備となった。これにより国内でのエンジン開発の促進、や国際共同開発による高圧力比エンジンの開発に活用されていくことが期待される。

本設備を用いた供用試験としてエコエンジンセクタ型燃焼器モデルでの開発選定試験も実施され、今後は、TechCLEAN プロジェクトの超低NO_x燃焼器開発試験や、光学計測による燃焼診断法や高温ガス温度計測法の実機条件への適用試験等に本設備を使用していきたいと考えている。また、省庁連携の下で企業との共同研究や技術協力のために、本設備供用による支援をさらに進めていきたいと考えている。

参考文献

- 1) 田丸卓, 下平一雄, 堀内正司他: ガスタ-ビン燃焼器研究用高圧燃焼試験装置, 航空技術研究所報告, NAL TR-801 (1984)
- 2) SAE, "Aircraft Gas Turbine Engine exhaust Smoke Measurement", ARP1179C (1997).
- 3) SAE, "Procedure for the Continuous Sampling and Measurement of Gaseous, Emissions from Aircraft Turbine Engines," ARP1256B(1990).

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-05-007

発行日 平成18年3月31日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (株) 共 進

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。



本書は再生紙を使用しております。