

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

### 地上エンジン運転試験設備の改修整備

仲田 靖, 水野 拓哉, 田頭 剛, 高 將治, 二村 尚夫, 柳 良二

2009年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 地上エンジン運転試験設備の改修整備\*

仲田 靖<sup>\*1</sup> 水野 拓哉<sup>\*1</sup> 田頭 剛<sup>\*1</sup>

高 将治<sup>\*1</sup> 二村 尚夫<sup>\*1</sup> 柳 良二<sup>\*1</sup>

## Improvement of Ground-Level Enclosed Jet Engine Test Facility in JAXA

Yasushi NAKATA<sup>\*1</sup>, Takuya MIZUNO<sup>\*1</sup>, Takeshi TAGASHIRA<sup>\*1</sup>  
Masaharu KOH<sup>\*1</sup>, Hisao FUTAMURA<sup>\*1</sup> and Ryoji YANAGI<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

The major improvement of JAXA's ground-level enclosed jet engine test facility was made in 2006&2007 Japan Fiscal Year. This test facility was constructed in 1976 with the capability of 100kN thrust level turbofan engine testing for the research and development project of Japan's first high-bypass-ratio turbofan engine "FJR710". This test facility was improved to make it possible to conduct various tests which were necessary to verify the technology developed in the R&D on clean engine technology project carried forward by JAXA, and to support the development and qualification tests for the commercial engines domestically developed in the near future. The major improvement includes the improvement of the test cell air flow quality, the renewal of the thrust mount system, and the upgrade of the measurement system and data acquisition, processing & monitoring system. This memorandum describes the summary of the improvement and the updated test facility specification.

**Keywords** : Aero engine, Jet engine, Ground-level enclosed test facility, Air flow quality, Data acquisition system

### 概 要

宇宙航空研究開発機構（JAXA）が保有する地上エンジン運転試験設備は、昭和 51 年（1976 年）に、我が国初の航空機用ターボファンエンジン“FJR710”の開発を目的に、最大推力 100kN までのエンジン運転が可能な試験設備として建設された。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プロジェクト（ESPR プロジェクト）で使用された技術実証エンジン（ESPR エンジン）を JAXA が譲り受けたのに伴い、このエンジンの JAXA 内研究への有効活用と、今後のジェットエンジン技術の研究開発や商用国産エンジン開発における産業界への貢献を見据え、本設備の大規模な改修整備を平成 18 年度から 19 年度にかけて実施した。

改修は、エンジン室内の空気流れ改善、推力架台の更新、計測機能増強、および監視機能強化に重点を置いて行なわれ、平成 20 年（2008 年）1 月に ESPR エンジンを搭載した領収運転試験で各種性能、機能を確認し完了した。この改修により、ESPR エンジンを使った運転試験が可能となり、JAXA 内研究であるクリーンエンジン技術プロジェクトにおけるインテリジェント制御技術の研究を推進する態勢が整った。また、将来のジェットエンジン技術開発プログラムにおけるシステム実証試験や商用国産エンジンの開発試験支援に備え、エンジン運転試験設備として基本的な性能、機能を有し、かつ拡張性のある設備を整備することができた。本資料では、今回の改修内容および改修後の設備仕様について説明する。

---

\* 平成 21 年 3 月 2 日受付 (received 2 March 2009)

\*1 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)

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 調布航空宇宙センターでは、航空機用ジェットエンジンの技術研究用試験設備として「地上エンジン運転試験設備」を保有している。国内において同種の屋内運転設備は、エンジンメーカー、エアライン、および防衛省等でも整備されているが、研究開発専用で現在稼動しているものは数少ない。

地上エンジン運転試験設備は、航空機用ジェットエンジン (以後、エンジン) を屋内で安定して作動させ、再現性良く、かつ精度良くデータを取得し、性能試験を始めとする各種試験を行うことを目的とした設備である。この設備を使い、技術研究では、研究開発された要素技術をエンジンシステムの中で実証、評価するシステム実証試験が主に行われる。また、実用化に向けた商用エンジン開発では、性能、機能試験の他、FAR (米国連邦航空局規程) で規程された型式証明取得に必要な試験の一部が行われ、エンジンの機械的健全性、耐久性、運用性、環境適合性等を実証する試験が行われる。このようにエンジンの技術研究および開発において、地上エンジン運転試験設備は必要不可欠な設備である。

本設備は、昭和 51 年 (1976 年)、当時の通商産業省による大型プロジェクト「航空機用ジェットエンジンの研究開発」で高バイパス比ターボファンエンジン「FJR710」を開発するために建設された。FJR710 が STOL 実験機「飛鳥」の搭載エンジンに採用され、耐空証明取得に準じた安全性実証を求められたことから、昭和 63 年 (1988 年) まで、商用エンジン開発に相当する様々な運転試験が行われた。性能、機能、耐久試験以外に鳥、水、氷吸い込み試験やインレットディストーション試験等の特殊な試験も本設備で行なわれた。

その後は、次世代超音速輸送機 (SST) の研究の一環として、小型超音速ジェット実験機の搭載エンジンに採用された米国テレダイン社製超音速機用エンジン「YJ69」の運転試験、さらに、JAXA における「航空エンジン環境技術研究開発プロジェクト」 (以後、クリーンエンジン技術プロジェクト) の一環として YJ69 を使った制御システム研究等の試験が行なわれてきた。

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、「超音速輸送機用推進システム」の研究開発 (HYPR プロジェクト) および「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) で技術実証エンジンとして使用されて来た「ESPR ターボファンエンジン」 (以後、ESPR エンジン) を JAXA が譲り受けた。これに伴い、ESPR エンジンの JAXA 内研究への有効活用とともに、将来のジェットエンジン技術の研究開発や商用国産エンジン開発における産業界への貢献、具体的には、型式証明関連試験の実施支援等を見据えて本設備の改修整備を実施した。

改修整備は、平成 18 年度から 19 年度に掛けて実施され、平成 20 年 1 月末に ESPR エンジンを使った領収運転試験を行い、設備性能、機能等が領収条件を満足することを確認して完了した。

表 1 基本設備仕様

エンジン形式	ターボファン ターボジェット (再熱装置なし)
エンジン推力	最大 100kN (約 10t)
燃 料	Jet A-1

以下に、主要な改修内容および改修後の設備仕様を示す。

なお、本工事は、請負業者の (株) I H I および、その関連会社である (株) アイ・エヌ・シー・エンジニアリング (以後、INC) にて設計、施工が行われた。本資料に掲載の CFD 解析結果など一部は、本工事提出書類より引用したものである。

## 2. 改修概要

改修整備の基本方針は、クリーンエンジン技術プロジェクトの制御研究を推進するために ESPR エンジンの運転試験を可能にすることを第一とした。その上で、クリーンエンジン技術プロジェクトおよび官民で取り組んでいる環境対応型小型航空機用エンジン (通称：小型エコエンジン) プロジェクトのシステム実証試験、さらにその後に期待される商用国産エンジンの開発試験支援を見据えて性能、機能および拡張性を持たせることとした。

本設備の基本仕様は表 1 の通りで、改修前後で変更はない。本設備は、当初、推力 50kN (約 5t) クラスの高バイパス比ターボファンエンジン「FJR710」を対象に、その推力増強型を考慮して、推力 100kN (約 10t) のエンジンを上限として設計された。今後、試験対象となるエンジンも、ターボファンエンジンが主流で、推力レベルは、ESPR エンジンで最大 44kN、小型エコエンジンなど、国産エンジンの推力レベルは 50kN 前後が想定されており、その推力増強の派生型を考慮しても改修前と同じ 100kN に対応できれば将来的にも問題ないと考えた。

本設備の基本構成および今回改修を行った主要箇所を図 1 に示す。エンジンは、推力架台により半地下のエンジン室天井から吊り下げられる。エンジンが吸入する空気は、排気塔に隣接した吸気塔開口部から流入し、スプリッター型吸音器を通り半地下のエンジン室に 180 度転向しながら流入する。エンジンからの高温の排気と、エンジンに吸気されずバイパスしてエンジン周りを流れる空気は合流して排気ダクトに流入し、ブラストバスケットを通り整流された後、排気塔内のセル型吸音器を通り排気塔上部の開口部から大気に放出される。これらの空気流路の壁面には防音のため吸音パネルが組み込まれている。運転計測室は、エンジン室に隣接し、そこではエンジンおよび設備の制御、監視および計測データの収録、処理等が行われる。

今回の改修では、基本方針に基づき、エンジン室内の空気流れ改善、推力架台の更新、計測機能増強、および監視機能強化を重点項目とした。エンジン室内の空気流れ改善では空気流路

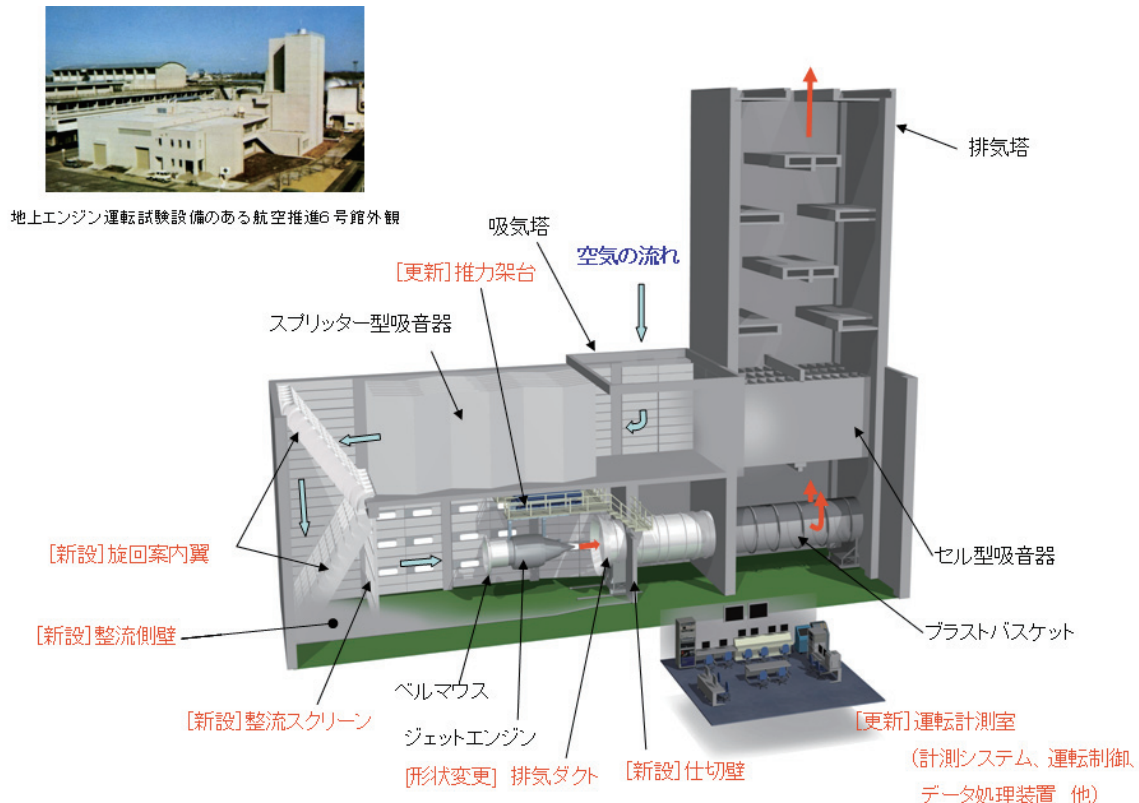
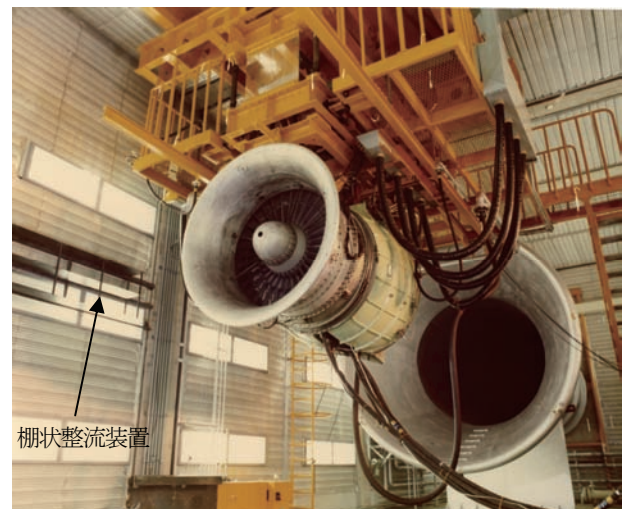


図1 地上エンジン運転試験設備の基本構成と主要改修箇所

を大幅に見直し、エンジン室内に併設されていた環状燃焼器試験設備との間に壁を設置して、エンジン専用の空気流路を確保し、その流路におけるエンジンの搭載位置も見直した。また、吸気流路で流れが180度転向する箇所には旋回案内翼および整流板を、さらにエンジン室入口には整流スクリーンを設置して空気流速分布の均一化、安定化を図った。推力架台は今後多様なエンジンに対応できるように搭載方法や強度を見直して更新し、屋内付帯設備、運転制御機器、計測機器および監視機器類も全面的に見直した。運転計測室は、研究開発試験特有の運転体制を考慮して機器類のレイアウト等を見直し、全面改修した。

### 3. エンジン室内の空気流れ改善

FJR710 開発試験の初期、エンジン室内の空気流れの不安定性に起因するエンジン回転数の大きな変動が報告されている。エンジンの作動状態が変動することは、定常性能を評価するうえで問題となる。これに対し、当時は、東側側壁に柵状の整流装置（図2参照）を設置したり、屋外でのエンジン騒音試験時に使用される整流装置（ICD：Inflow Control Device）をインテーク部に装着するなどしてエンジン作動の安定化が図られた。しかし、いずれもエンジンインテーク近傍での整流であり、この設備が持つ不安定流れの要因に対する抜本的な対策になっていなかった。今後、空気流量の異なる様々なエンジンを安定して作動させ、定常性能を商用国産エンジン開発で要求される高い精度で評価していくうえでは、抜本的に不安定要因を取り除く必要があると考え、空気流れの改善を改修の重点項目の一つ

図2 改修前の地上エンジン運転試験設備  
(搭載エンジンはFJR710)

とした。

#### 3.1 改善目標

地上屋内エンジン運転試験設備（以後、セル）の設計ガイドラインは、主に SAE (Society of Automotive Engineers) AIR4869<sup>(1)</sup> に示されており、FAA (Federal Aviation Administration) AC43-207<sup>(2)</sup> にも関連記述が見られる。これらを参考に、セルの空力特性評価に関連する以下のパラメータについて目標値を設定した。



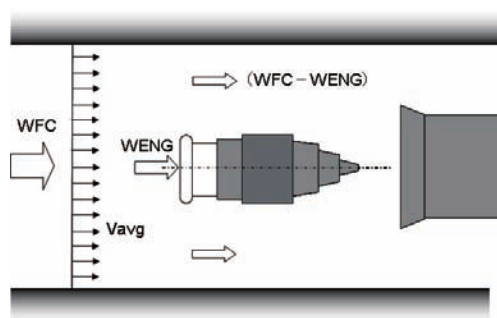


図3 空力特性パラメータ関連記号

## (1) セル前方部流速ディストーション指数 (FCDist)

セル前方部流速ディストーション指数は、セル内の空気流れの状態を表す代表的なパラメータで、エンジン上流の空気流速分布が如何に均一であるかを示す。具体的には、ベルマウス入口面からベルマウスのスロート径の3~4倍上流の断面で、最少5×5の等面積分割面の各中心を計測点とする計25点の計測値から下式より算出される。通常、性能試験では、0.35以下、耐久試験では、0.5以下が求められる。

$$FCDist = \frac{V_{max} - V_{min}}{V_{avg}}$$

$V_{max}$  = 計測点 (25点) における最大流速

$V_{min}$  = 計測点 (25点) における最小流速

$V_{avg}$  = 計測点 (25点) の平均流速  
(セル前方部平均流速 (図3 参照))

(2) セルバイパス比 ( $\alpha$ )

セルバイパス比は、次項のセル前方部平均流速と共に、セルの非定常的な空力特性にかかわる重要なパラメータの一つで、ベルマウス近傍の床面付近で渦 (グラントボルテックス) が発生し、エンジンに吸い込まれるかどうかを左右し、エンジン作動の安定性に大きく影響するパラメータである。スケールモデルによる研究では、 $\alpha > 0.8$  がグラントボルテックスの発生がなくなる条件であることが報告されている。

$$\alpha = \frac{WFC - WENG}{WENG}$$

WFC = セル前方部空気流量 (図3 参照)

WENG = エンジン空気流量 (図3 参照)

(3) セル前方部平均流速 ( $V_{avg}$ )

セル前方部平均流速は、FCDist の算出で用いられる  $V_{avg}$  で定義される。従来、 $V_{avg}$  は、9.8m/s (32ft/s) 以下で極力遅くすることが提案されていた。これは、実測推力を静止推力に補正する際に、 $V_{avg}$  の増加と共に大きくなるラム抵抗および圧力抵抗に対する補正量 (セルフファクタ) を極力小さく抑えるためであった。一方、 $V_{avg}$  を小さく抑えることで生じるセル内流れの

表2 エンジン室内の空気流れ改善目標

空力特性パラメータ	設計目標 (想定エンジン)	領収条件 (ESPRエンジン)
セル前方部流速ディストーション指数 (FCDist)	$\leq 0.35$	$\leq 0.5$
セルバイパス比 ( $\alpha$ )	$> 0.8$	←
セル前方部平均流速 ( $V_{avg}$ )	$\leq 15\text{m/s}$	←

ディストーションや不安定性の増大は、各種整流装置で取り除くことが考えられていた。近年は、スケールモデル試験の結果や多数の実用セルでの経験から、セルフファクタを無視できるレベルに小さくするより、 $V_{avg}$  を大きくしてセル内流れを安定させて、エンジンの作動を安定させる方が利点が多いと考えられている。これによりセルフファクタによる補正量は大きくなるものの、精度良く補正できることから問題ないとしている。このことから  $V_{avg}$  増加方向の改修は容認でき、上限としては、FAA AC43-207 にある 15m/s (50ft/s) の値が目安となる。

改善目標値を表2に示す。これは、SAE AIR4869 で大型高バイパス比ターボファンエンジンのセルに適用された値を参考に設定した。想定する搭載エンジン (以後、想定エンジン) は、将来的に試験実施の可能性が高い小型エコエンジン相当の高バイパス比ターボファンエンジンとした。なお、想定エンジンがまだ実在せず運転により目標達成度を確認できないため、目標値は、設計目標とし、それとは別に、実際の運転により確認ができる ESPR エンジンでの目標値 (領収条件) を設定した (表2 参照)。領収条件は、FCDist を除き設計目標と同じで、ESPR エンジン運転上の特殊事情である別置きオイルユニットのエンジン室内設置を考慮して FCDist を 0.5 以下に緩和している。

## 3.2 改修内容

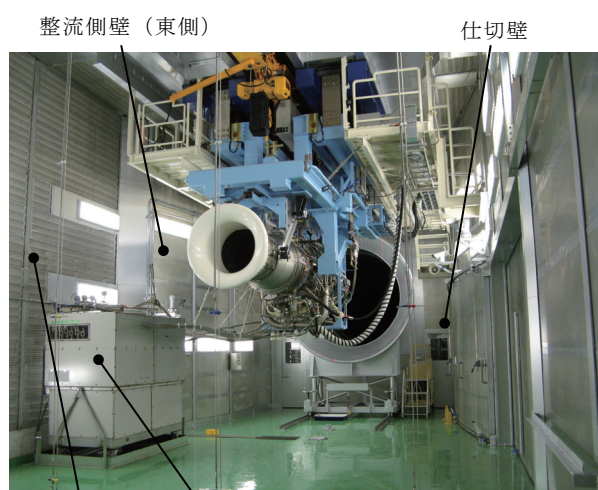
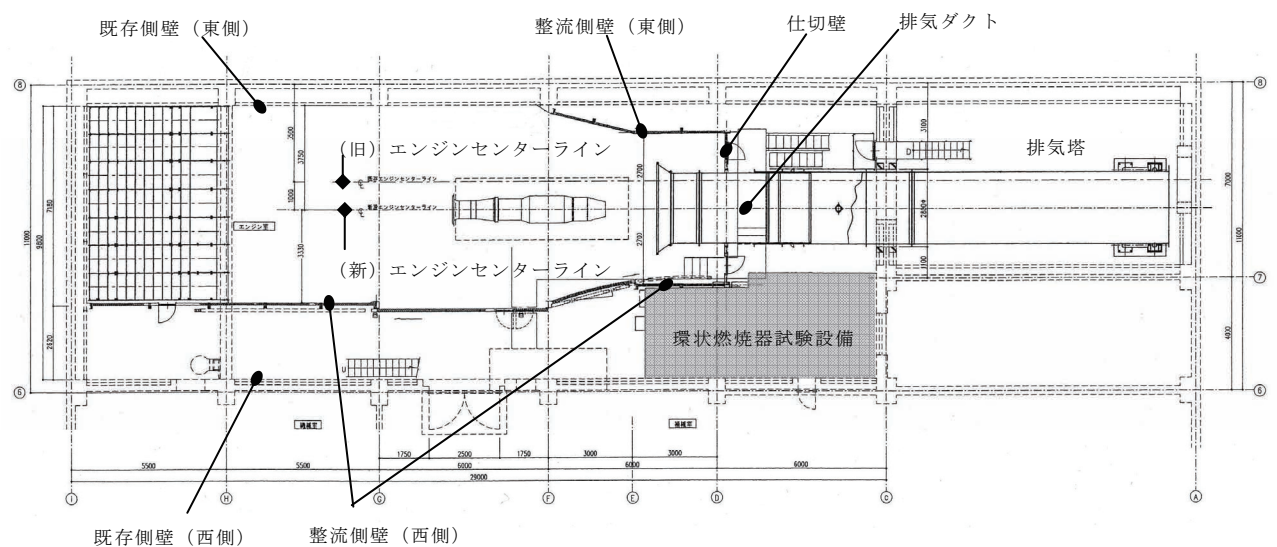
改修前、本設備には、空力特性に影響する以下の特徴があった。

- 一つの実験室内に、エンジンと環状燃焼器用の試験設備が仕切りなく併設され、エンジン運転にとっては空気流路である空間に他の試験設備が存在していた。(図4 参照)
- 上記併設の影響から通常のエンジン運転試験設備では空気流路の平面中心線上に搭載されるエンジンが、東側側壁に偏って搭載されていた。(図5 参照)
- 吸気流路で空気流れが 180 度転向する部分に整流装置が設置されていなかった。(図6 参照)

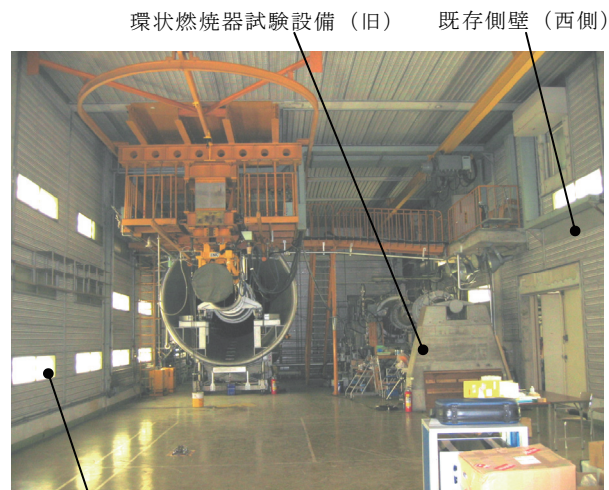
これらの特徴を考慮し空力特性改善のため以下の改修を実施した。

## (1) 整流側壁/仕切壁の設置 (図4 参照)

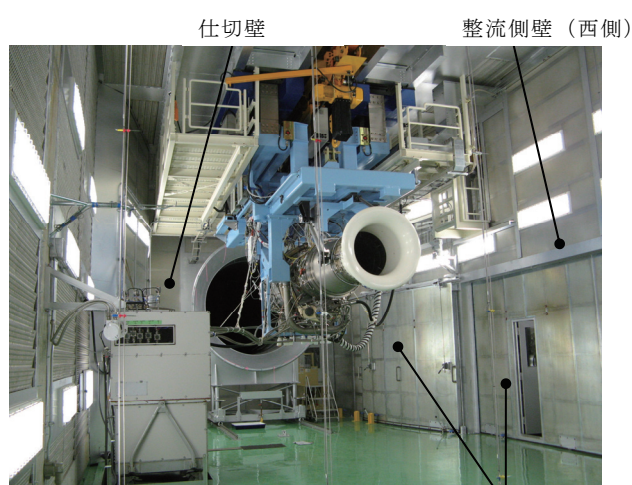
併設されている環状燃焼器試験設備の影響を受けずにエンジン室内のフローパターンを制御された安定したものにするには、環状燃焼器試験設備から区分されたエンジン専用空気流路を確保する必要があった。このため吸気吸音器出口からエンジン室内の排気ダクト中間部に掛け、西側に側壁 (整流側壁) を設置した。さらに、環状燃焼器試験設備側からの空気の周り込み防止と排気ダクト回りの2次流れが生じ易い領域を極力小さく



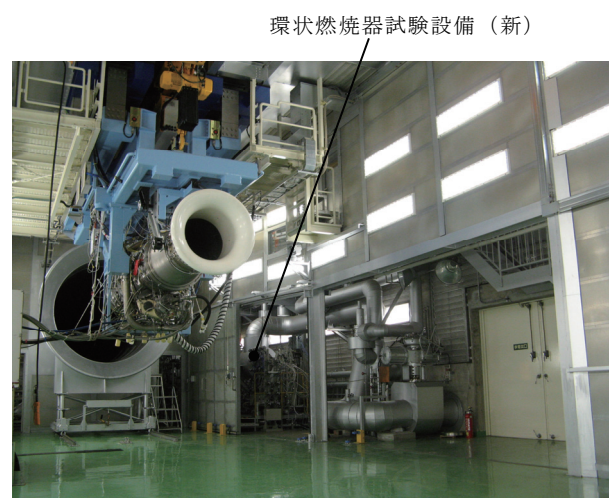
オイルユニット **改修後**  
既存側壁 (東側)



既存側壁 (東側) **改修前**



**改修後** スライド式大扉



(スライド式大扉開放時) **改修後**

図4 整流側壁／仕切壁の設置



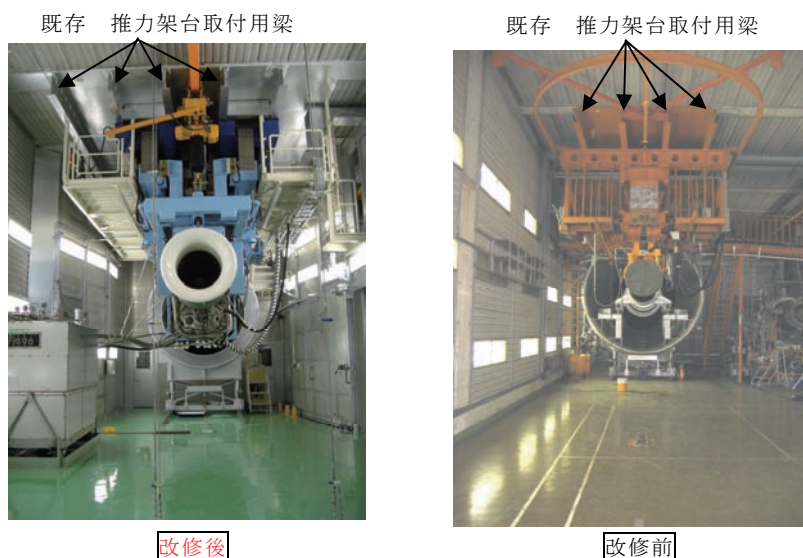


図5 エンジン搭載位置の変更

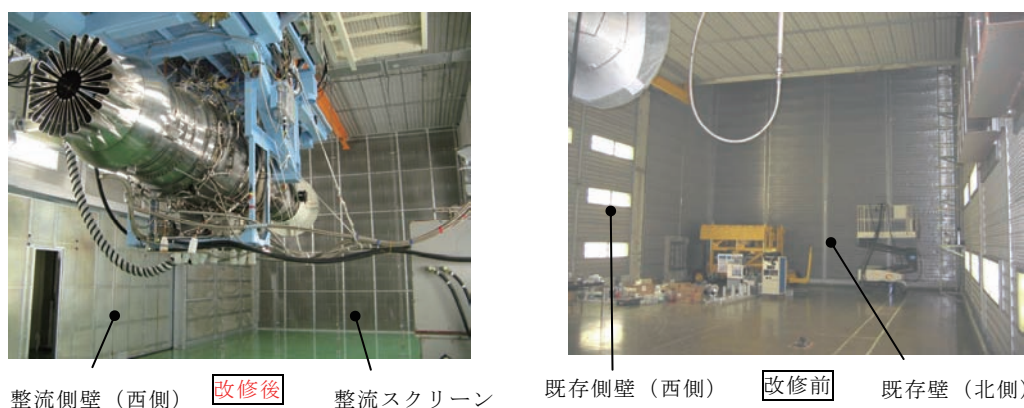


図6 吸気部への整流装置の設置

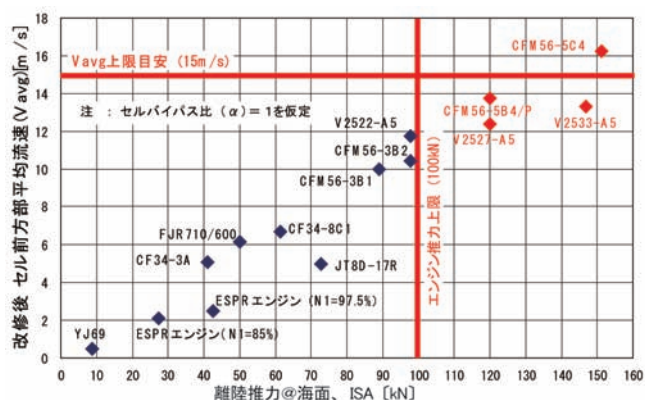


図7 セル前方部平均流速の予測

するために、排気ダクト中間部周りに壁(仕切壁)を設置した。なお、排気ダクト近傍では、環状燃焼器試験設備との干渉を避けるため流路幅を狭めているが、流路の対称性を確保するために東側にも新たに整流側壁を追加した。

整流側壁の設置により、セル前方部の幅が従来の 9.8m から 7.08m に狭まることから流路断面積は約 28%減少した。これに伴い、セル前方部空気流量が改修前と同じ場合、その分  $V_{avg}$  は増加し空気流れの安定化に寄与することになる。図7の傾向

から、本設備のエンジン推力上限 (100kN) での  $V_{avg}$  は、エンジンのバイパス比にもよるが上限の目安としている 15m/s 以下になると予測される。

## (2) エンジン搭載位置の変更 (図5 参照)

エンジン搭載位置は、改修前、東側側壁との距離が床面以上に近接しており、側壁の空力的な影響が懸念されたため、西側に 1m 移動した。移動量は、整流側壁で仕切られる流路の中心線近傍にエンジン中心が位置するように、推力架台および排気ダクトの設置上の制約も考慮して設定した。なお、エンジン搭載高さは、エンジン中心が床面から 3m、天井までは 3.5m と偏りが少ないことと、天井との距離は、エンジン搭載上の空間的余裕を確保する必要があることから変更しなかった。

## (3) 吸気部への整流装置の設置 (図6、8 参照)

吸気吸音器出口から空気流れが 180 度転向してエンジン室に流入する部分に、流れの剥離や偏りを防止し流速分布を均一化するための整流装置を設置した。吸気吸音器出口では、スプリッタ出口流の向きを修正する整流板、180 度流れが転向する部分の流路壁には半円形状の整流板、流路には旋回案内翼を 2 段 (SUS 製、翼枚数 10 枚、12 枚)、最後に FOD 防止も兼ねたスクリーン (SUS 製、線径  $\phi 1.5$ 、5.5MESH) を設置した。

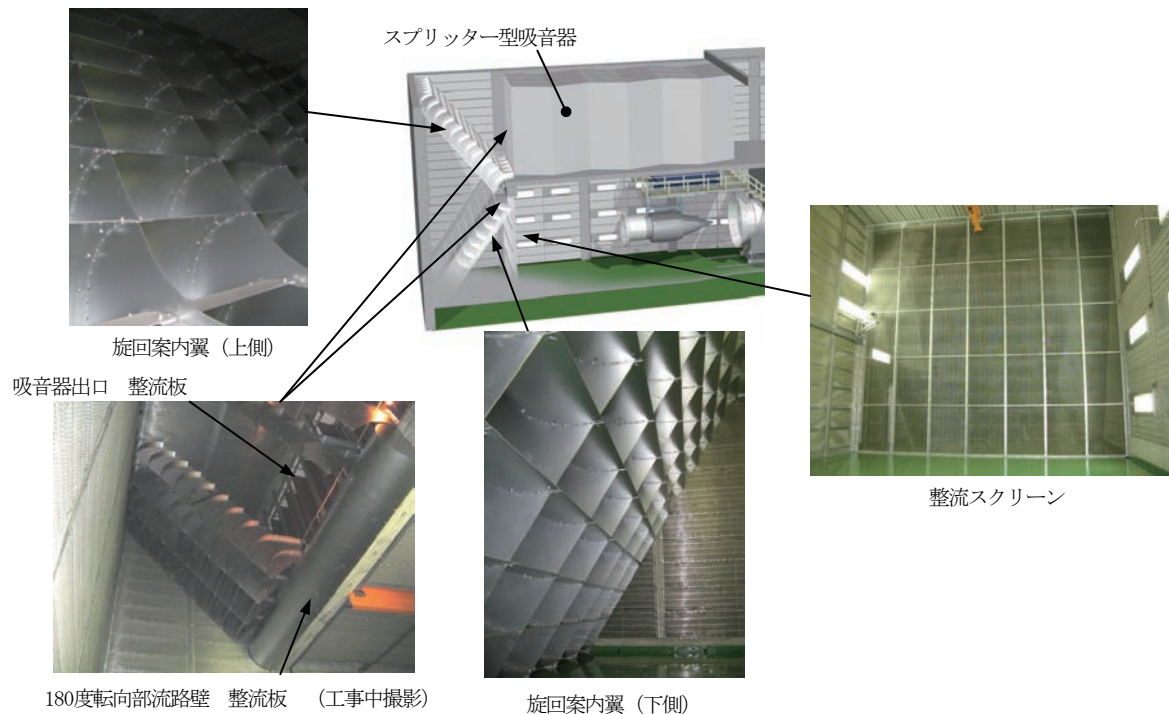


図8 整流装置 (詳細)

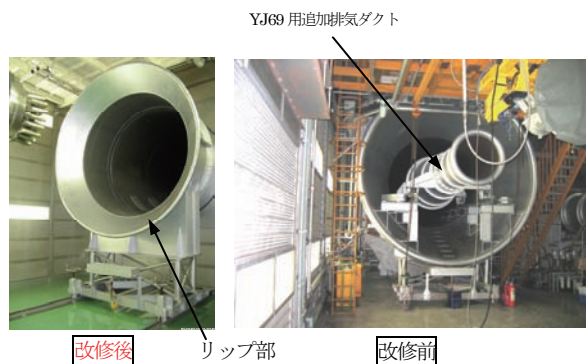


図9 排気ダクトの改修

表3 CFD 解析手法

基礎方程式	Navier-Stokes 方程式、連続の式、エネルギー保存式、気体の状態方程式、乱流エネルギー $k$ の輸送方程式、乱流エネルギー散逸率 $\varepsilon$ の輸送方程式
離散化手法	有限体積法(FVM)
解析アルゴリズム	SIMPLE法
対流項差分スキーム	UDスキーム
乱流モデル	高レイノルズ数標準 $k-\varepsilon$ モデル

#### (4) その他

排気ダクトの入口(リップ部)を、排気ダクト周りの2次流れや床面近傍の不安定な流れを吸い込まないようにリップ径を小さくするなど、推力架台との干渉も考慮し形状変更を行った(図9参照)。また、エンジン室内の整流に影響する側壁面の突起物や段差を極力少なくするために、改修前に東側側壁に設置されていた吸気部保守用の梯子はエンジン室外の西側側壁に移設し、また前方ステップとなる段差部については整流板を設置した。

### 3.3 改修効果

#### (1) CFD (数値流体) 解析による改修効果の確認

改修内容の検討にあたり、セル内の流れ状態を予測するためにCFD解析を行った。解析手法は表3に示す。エンジン室内の解析モデルは、環状燃焼器試験設備を省いて一部簡略化したものではあるが、フローパターンの改善傾向は十分読み取ることができる。なお、搭載エンジンは既述の想定エンジンである。

改修前後の形態での解析結果を図10～13(図10: エンジン

吸気流線、図11、12: セル内流速分布・ベクトル、図13: セル前方部流速分布)に示す。改修前の形態では、吸気吸音器から出て180度転向した流れは、床面近傍に大きく偏り、エンジン吸気流線の一部は、一旦エンジン下流の排気ダクト周りに流れ込んだあと上流に逆流してエンジンに流入している。平面流速分布では、エンジンが東側側壁に片寄って位置するため、エンジン中心線に対する流れの非対称性が顕著で大きな流速分布があり、さらにエンジン下流の2次流れの領域も広い。以上から、改修前のセル内流れ状態は、流速不均一性が高く、かつ不安定流れの傾向が強いことが窺われ、FJR710運転時の作動不安定の要因であったことを裏付ける結果となった。一方、改修後の形態では、吸気流れは、180度転向後も流速分布の均一性を保ち、エンジン吸気流線は、エンジン下流からの回り込み等はなく、全て上流側からエンジンに流入している。平面流速分布も対称性が見られエンジン下流の2次流れの領域は小さく安定性のあるフローパターンになっている。CFD解析結果による空力特性パラメータの値を表4に示す。改修後は、FCDistが大幅に改善され、各パラメータが設計目標値を満足することが確認された。

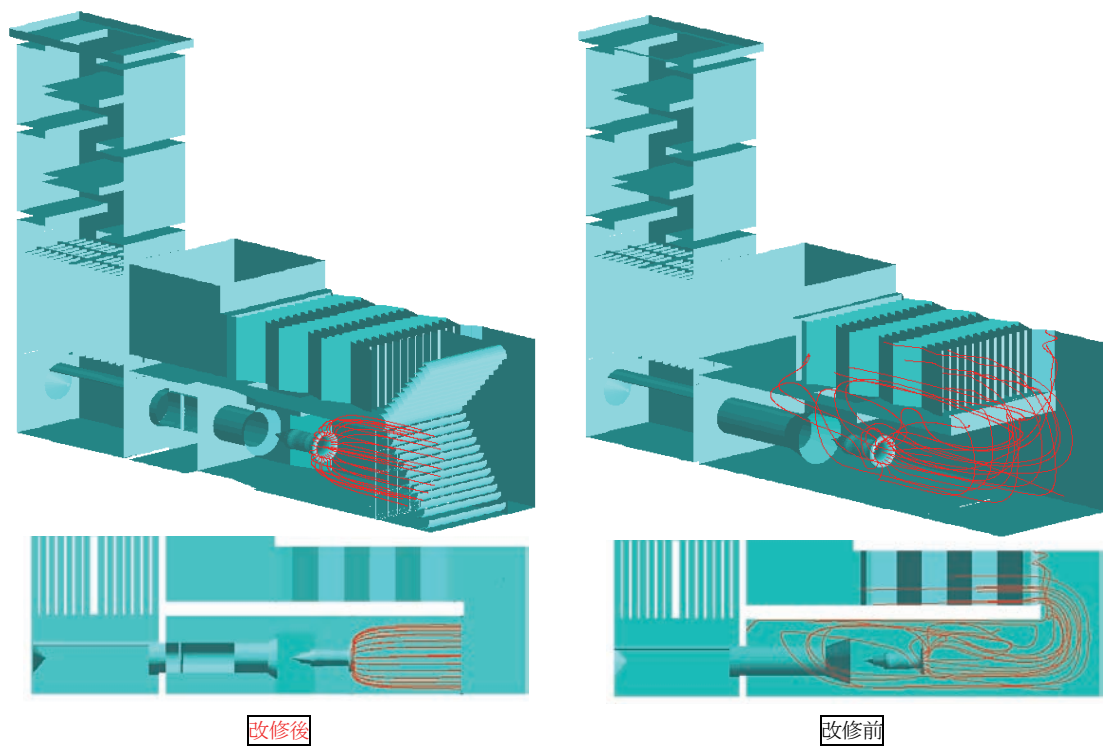


図 10 エンジン吸気流線 (CFD 解析結果)

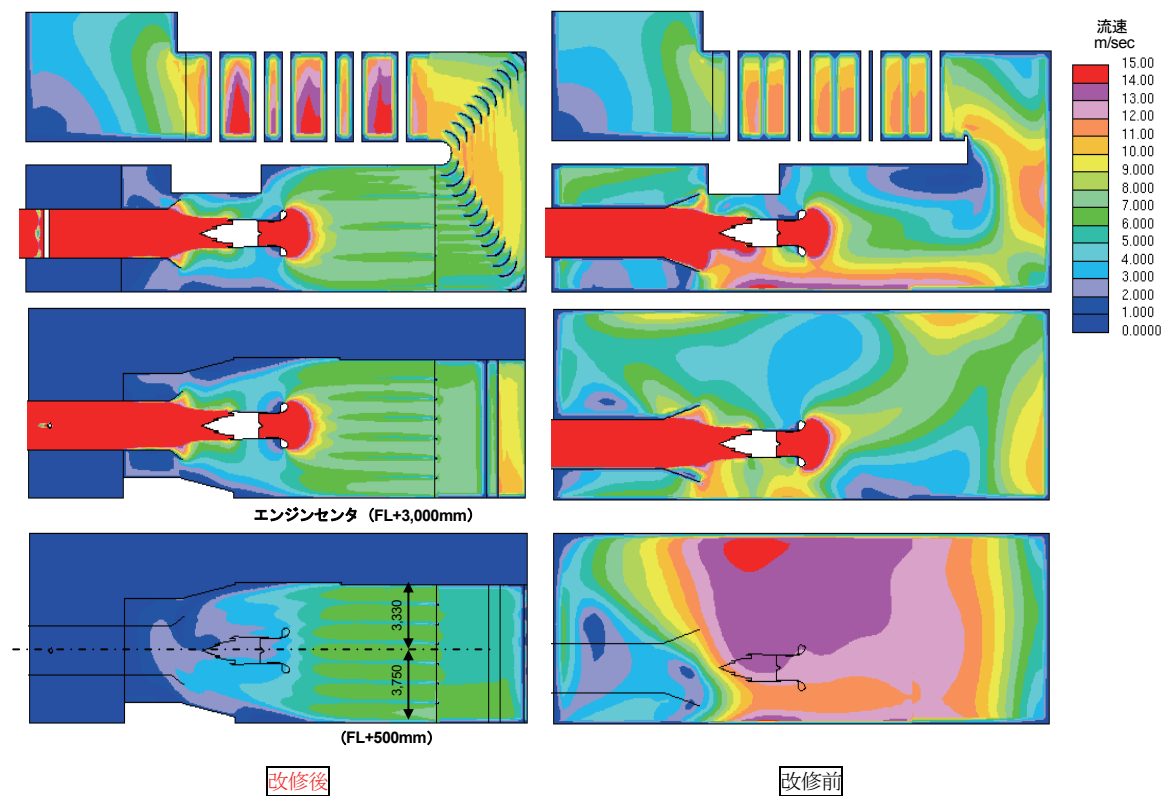


図 11 セル内流速分布 (CFD 解析結果)



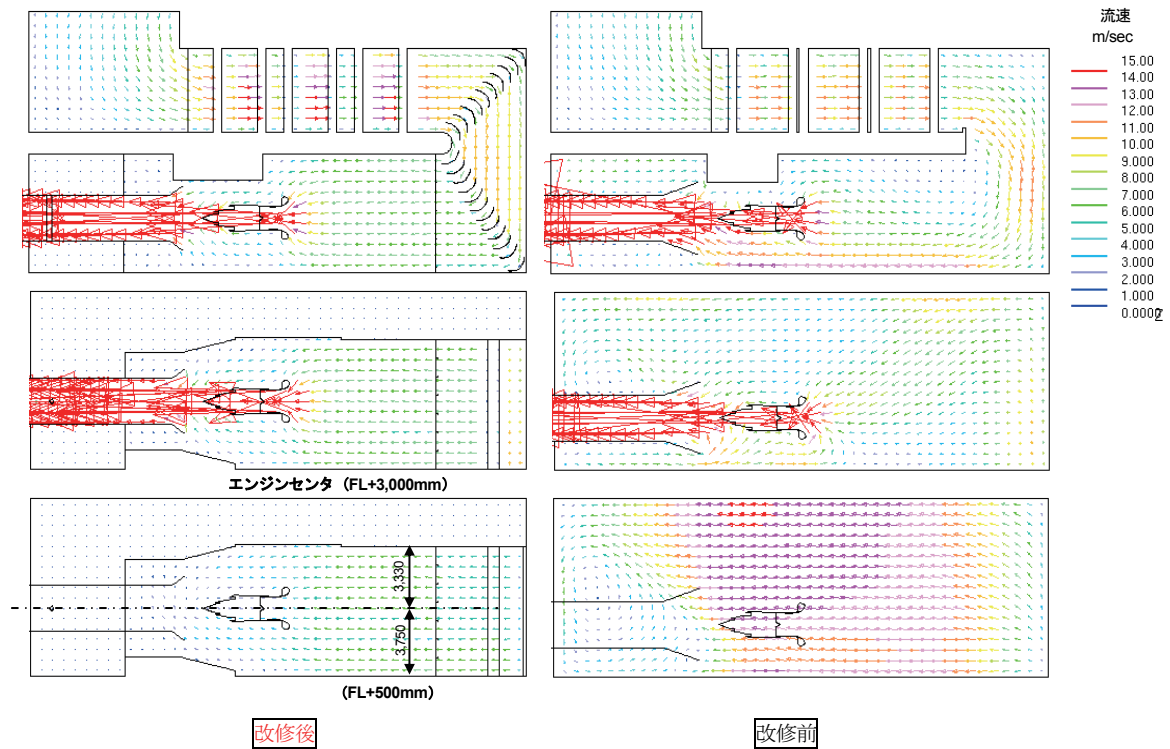


図 12 セル内流速ベクトル (CFD 解析結果)

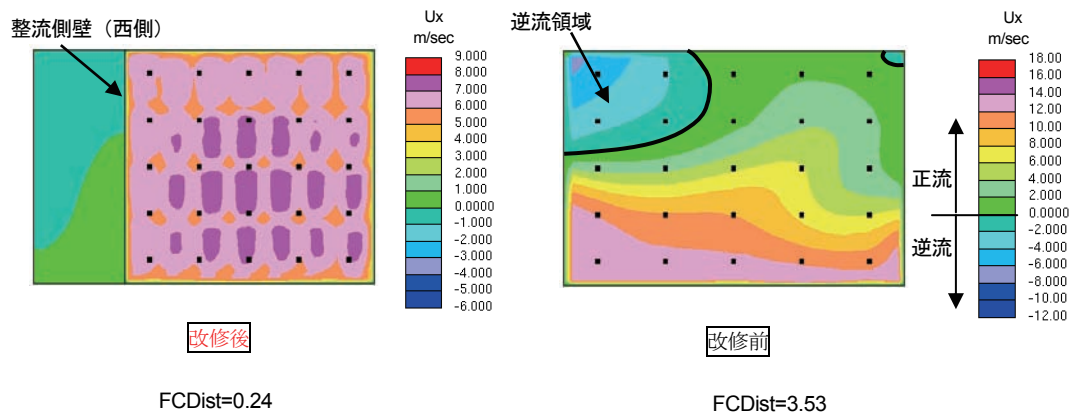


図 13 セル前方部流速分布 (CFD 解析結果)

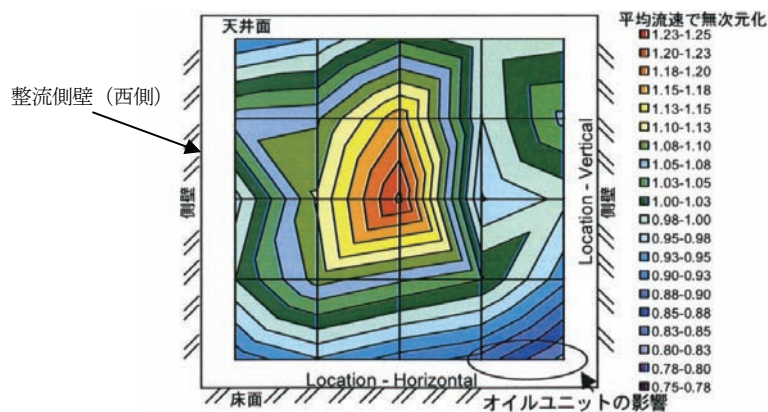


図 14 セル前方部流速分布 (領収運転試験、ESPR エンジン@N1=85%)



表 4 エンジン室内の空気流れ改善結果

空力特性パラメータ	想定エンジン		ESPR エンジン		
	設計目標	CFD 解析結果		領収条件	領収運転 試験結果
		改修前	改修後		
セル前方部流速 ディストーション指数 (FCDist)	$\leq 0.35$	3.53	0.24	$\leq 0.5$	0.43
セルバイパス比 ( $\alpha$ )	$> 0.8$	—	1	$> 0.8$	3.87
セル前方部平均流速 (Vavg)	$\leq 15\text{m/s}$	—	6.5	$\leq 15\text{m/s}$	5.6

## (2) ESPR エンジン運転による改修効果の確認

領収運転試験において ESPR エンジンを運転して改修効果の確認を行った。領収運転試験では、ESPR エンジンを IDLE から低圧系機械回転数 (N1) = 9270rpm(85%)まで運転して、セル前方部流速分布計測およびエンジン空気流量計測を行い、セルの空力特性評価を行った。

セル前方部流速分布の計測結果を図 14 に、各空力特性パラメータの値を表 4 に示す。セル前方部流速分布は、既述の別置きオイルユニットの影響がみられるものの FCDist は領収条件を満足していることが確認された。なお、オイルユニットによる分布の非対称性がないと仮定した場合は 0.35 以下のレベルと推定され、設計目標も達成できる見込みである。一方、 $\alpha$  も領収条件を満足しており、エンジン回転数 (N1) の変動幅も 17 rpm p-p レベルと小さく、セル内の流れは安定していることが確認された。

## 4. 推力架台

エンジンを搭載する推力架台は、今後多様なエンジンに対応できるように構造、強度の見直しを行い更新した。推力架台は、天井の構造物に固定される固定架台と、エンジンと共にエンジンの発生推力に応じて揺れ動く揺動架台に大きく別れ、揺動架台は、固定架台から前後各 2 枚、計 4 枚の板ばねで吊り下げられている。エンジンは、エンジンアダプタおよび必要に応じてスパーサアダプタを介して揺動架台に搭載される。その他、推力計測のためのロードセル (荷重計) 1 個及び、そのロードセルを、揺動架台に荷重を掛けて校正するための手動式校正装置が推力架台内部に設置されている (図 15、16 参照)。

今回の改修では、以下の点を考慮し更新を行った。

## (1) 多様なエンジン搭載に対応できる推力架台—エンジン間空間の確保

推力架台とエンジン間の空間は、客用抽気配管の設置やスレーブナセルの開閉のために必要で、トップマウントに比べサイドマウントのエンジンでは比較的大きな空間を必要とする。将来的に搭載の可能性が高い小型エコエンジンは、サイドマウントが想定されており、スレーブナセル可動範囲の予測を元にエンジン中心から揺動架台下端までの距離を従来の 1.25 m から 2 m に広げ、その分推力架台の高さを低くして十分な空間を確保した。(図 17 参照)

## (2) 専用ホイストクレーン (テルハ) によるエンジン搭載への対応

作業効率の点から、エンジン室前方でエンジン搭載の各種準備作業を行い、準備完了後、専用ホイストクレーン (テルハ) で推力架台まで移動させ搭載する方法を採用した。このため、揺動架台はテルハを受け入れられる“コ”の字型の上流側が開いたセンタースルー構造とした。

## (3) 推力 100kN エンジンを想定した構造強度の確保

推力 100kN エンジンの運転が実施できるように、強度解析を行い構造を決定した。強度解析は、100kN レベルの高バイパス比ターボファンエンジンおよび ESPR エンジンの搭載状態について自重、推力、ファン動翼飛散 (FBO : Fan Blade Off) による荷重を想定し解析を行い、許容応力以下であることを確認した。さらに固有振動数解析も行ったが、慣性モーメントが大きく影響するためエンジンやエンジンアダプタ等の詳細形状が未確定な 100kN レベル高バイパス比ターボファンエンジンについては実施できず、ESPR エンジンについてのみを行い、エンジン回転振動との有害な共振がないことを確認した。また、推力架台が固定されている建屋構造についても改めて強度検討を行い問題がないことを確認した。ESPR エンジンを使った領収運転試験においては、強度および振動共に問題はなかった。

## 5. 計測システム

ESPR エンジンの運転に必要な計測項目、点数に加え、今後の商用エンジン開発試験で必要とされる点数、計測精度を考慮して整備を行った。計測システム仕様の一覧を表 5 に示す。総計測点数は、改修前の約 270 点から 790 点となった。商用エンジン開発試験では 1,000~2,000 点必要とされることから、将来的には更なる拡張が必要となる。この拡張に備え、計測機器の仕様や計測機器、配線、配管類の設置スペースに関しては拡張性を考慮して設計を行った。以下に主要計測項目について概要を示す。

## 5.1 推力計測

推力計測は、推力架台の中心線上で、揺動架台と固定架台の間に設置した 1 個のロードセル (計測用ロードセル) により圧縮荷重を計測して行う (図 16 参照)。現在、50kN レンジの小型のロードセルを取り付けてあるが、120kN レンジのより大型のロードセルの取り付けも構造的に対応できる。ロードセル

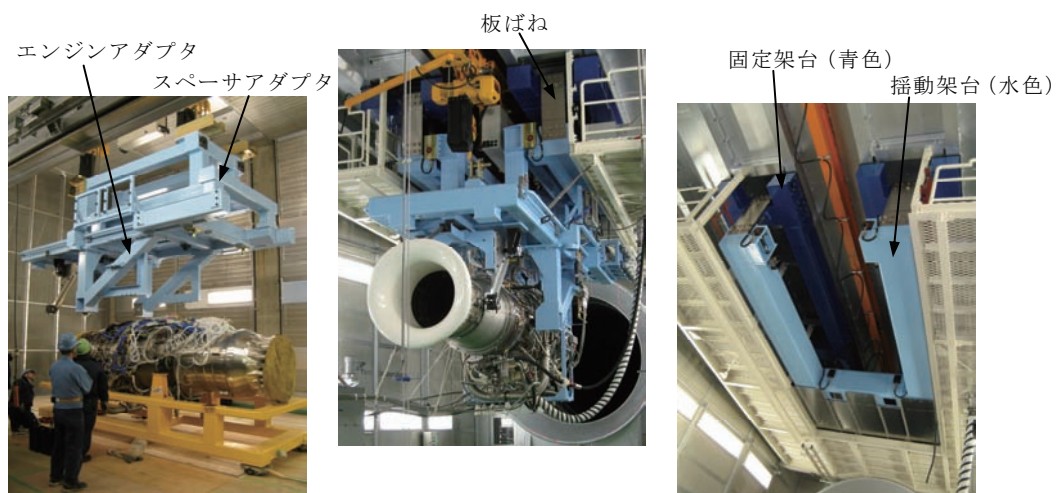
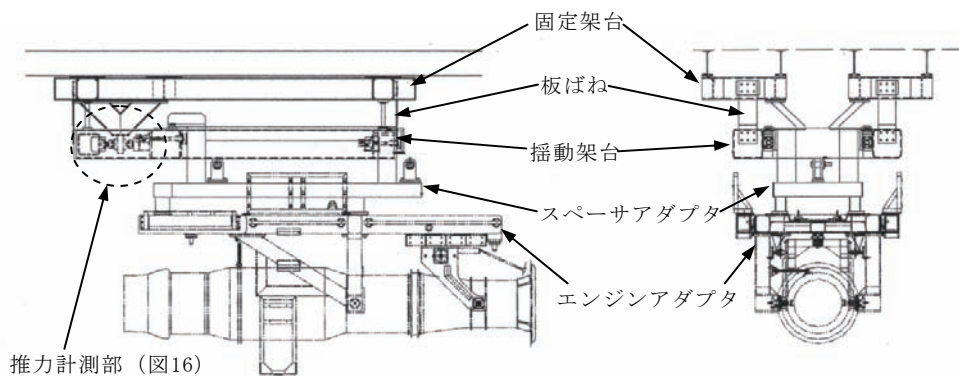


図 15 推力架台

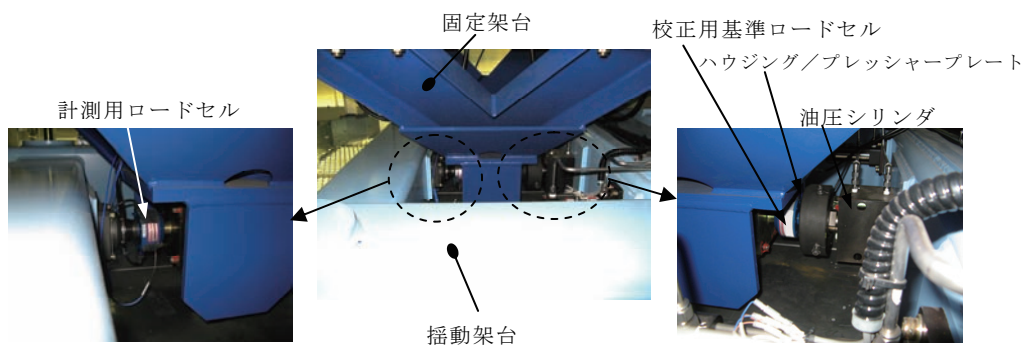


図 16 推力計測部

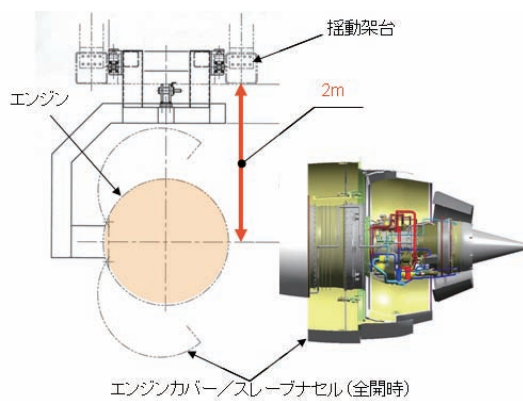


図 17 エンジンと揺動架台間の空間



図 18 熱遮蔽板 (矢印)

計測系統		計測対象／目的		計測範囲	単位	点数	主要構成センサ／機器	計測不確かさ(95%信頼区間)	考慮した不確か要因	備考	
回転数	低圧採回乾粒	高圧採回乾粒		0 22000	rpm rpm	1	アイソレーションアンプ(AI)：INC製 アイソレーションアンプ(AI)：INC製	±0.05%FS(Full Scale) ±0.05%FS	変換器(AI)/AD変換器 変換器(AI)/AD変換器		
推力	レゾナンス	HPO-VIS監視		0 50	kN	2	ロードセル(LD)：Interface Model111 スラストアンプ(TA)：INC製	±0.05%FS	センサ(LD)/変換器(TA)	2ブリッジ/ロードセル	
	角度	PLA監視		0 85	deg	1			AD変換器		
	温度	エンジン/設備：気体、液体、金属 K熱電対-UTR 温度全線		0 480 1200	deg ℃ ℃	141 115	UTR : GE Kaye Model X678 UTR : GE Kaye Model X678	±0.07%FS ±0.70℃	AD変換器 変換器(UTR)/AD変換器 変換器(UTR)/AD変換器		
	K熱電対-ZERO CON	制御研究リアルタイム計測用		0 1200	℃	256			変換器(ZERO-CON)/AD変換器		
	測温抵抗体(RTD)	UTR内温度		-10 50	℃	8	RTD: RTD-100 / GE Kaye V370	±0.15℃	センサ(RTD)/AD変換器		
		セル入口空気温度		-10 50	℃	5	RTD: PT100JUS C 1604 クラスA	±0.21℃	センサ(RTD)/AD変換器		
気体圧力		燃料温度		-10 50	℃	2	RTD: PT100JUS C 1604 クラスA	±0.21℃	センサ(RTD)/AD変換器		
	多点圧力計測システム	定常・過渡圧力計測用		-5 5	psid	48	センサ：PSI 9816/98RK (9816:3units)	±0.05%FS	センサ(PSI9816)		
				-10 30	psid	32	センサ：PSI 9816/98RK (9816:2units)	±0.05%FS	センサ(PSI9816)		
				0 45	psid	96	センサ：PSI 9816/98RK (9816:6units)	±0.05%FS	センサ(PSI9816)		
				0 100	psid	32	センサ：PSI 9816/98RK (9816:2units)	±0.05%FS	センサ(PSI9816)		
				0 250	psid	48	センサ：PSI 9816/98RK (9816:3units)	±0.05%FS	センサ(PSI9816)		
エンジン近接多点圧力変換器	多点圧力計測システム基準圧		-5 5	psid	4	センサ：PSI 9116	±0.05%FS	センサ(PSI9116)			
液体圧力	圧力校正器	PSI製 9816/9116校正用		0 30	psia	1	PSI 9034	±0.01%FS	圧力校正器(PSI9034)		
			0 45	psia	1	PSI 9034	±0.01%FS	圧力校正器(PSI9034)			
			0 200	psia	1	PSI 9034	±0.01%FS	圧力校正器(PSI9034)			
			0 300	psia	1	PSI 9034	±0.01%FS	圧力校正器(PSI9034)			
			0 50	psia	5	DCアナログ(DCA)：TEAC SA-57	±0.10%FS	変換器(DCA)			
	クォーラット	大気圧計	エンジン入口全圧 多点圧力計測システム基準圧	13 13	psia	1 2	センサ：PSI 9032 センサ：DRUCK RPT301	±0.02%FS ±0.02%FS	センサ(PSI9032) センサ(RPT301)		
液体流量	個別圧力変換器	エンジン始動用、冷却/計装用		0 200	psig	4	センサ：DRUCK PTX600	±0.18%FS	センサ(PTX600)/AD変換器		
	個別圧力変換器	燃料、オイル、スリッピングクラック		0 1500	psig	19	センサ：DRUCK PTX600	±0.18%FS	センサ(PTX600)/AD変換器		
		燃料		0 9000	pph	2	タービンフローメータ(TF)：FLOW TECH FT-12	±0.13%RD (Reading)	センサ(TF)/AD変換器		
		オイル		0 7.1	gpm	4	タービンフローメータ(TF)：COX	±0.57%RD	センサ(TF)/AD変換器		
		スリッピングクラック		0 1	gpm	1	フロースイッチ(FS)：BOSCHOMM Series	±0.042 gpm	センサ(FS)/AD変換器	gmt: gallon per minute	
	シグナルエンド			0 50/20	G/mil	20	センサ：ENDEVCO 2222C-2220D リモートチャージコンバータ(RCC)：ENDEVCO 2771 B チャージャンプシステム(GAI)：GEC-8000 C-CATS	±1.71 G/±0.69 mil	センサ/変換器(RCC+C-A) /AD変換器		
振動(加速度)	ディファレンシャル		0 50/20	G/mil	8	センサ：VIBRO METER CA134 リモートチャージコンバータ(RCC)：ENDEVCO 2777 A チャージャンプシステム：同上	±1.94 G/±0.77 mil	センサ/変換器(DROC+C-A) /AD変換器			
	振動(動歪)		0 3000μ p-p	計	28				変換器(SA)		
	露点温度		-10 40	℃	V	10	ストレイニアンプ(SA)：日計電測/TIM-HUS 露点湿度計(OP)：Michell Optdew	±17 μp/p ±0.20℃	センサ(OP)		
	汎用アナログ計測信号		-10 10	V	V	16		±0.05%FS	AD変換器 AD変換器		
	セル前方流速		0 50	m/s	25	センサ：風速プロブ0964-01 変換器：KANOMAX アネモマスター-SYSTEM242	0.1~4.99 m/s : ±0.15 m/s 5.00~9.99 m/s : ±0.3 m/s 10.0~24.9 m/s : ±0.75 m/s ±0.00025(最小目盛0.0005)	センサ/変換器			
	燃料比重	燃料比重補正用温度		0.750 -20	℃	1	比重計：安藤計器製作 I.A型標準石油密度計NO.4 1 比重液ひょう法用温度計：安藤計器製作 SG-42	±0.00025(最小目盛0.0005) ±0.1(最小目盛0.2)℃	センサ(比重計) センサ(温度計)	オフライン、マニュアル計測 オフライン、マニュアル計測	
燃焼試験設備器材	排気ガス濃度	THC CO CO2 O2 NO NOx NO2		ppmC ppm %Vol %Vol ppm ppm ppm	1 1 1 1 1 1 1	排気ガス分析計：堀場製作所 MEXA7100D				環境燃焼器具試験設備器材	
	燃焼試験設備器材			ppm	1	排気ガス濃度計：SAE ARP1179C(1997)準拠-JAVA仕様				環境燃焼器具試験設備器材	

は、搭載エンジンの排気ノズル上部に位置し、ロードセル近傍の構造体も含め、エンジンの高温部から輻射を受けやすく計測精度への影響が懸念される。このため、熱遮蔽板をロードセル近辺の揺動架台下面に取り付けている（図 18 参照）。この熱遮蔽の効果については、今後定量的に評価していく。

ロードセルは、Interface 社 Ultra Precision Series Model1111 の高精度 2ブリッジタイプである。2ブリッジタイプは、精度や冗長性を向上させると共に、ブリッジ間の指示値の差から各計測系統の健全性を監視できる。

ロードセルは、エンジン運転時に、エンジン推力以外に揺動架台を吊り下げている板ばね等による荷重も受けるため、エンジン推力に対して校正を行う必要がある。この校正は、揺動架台に油圧シリンダで荷重をかけて擬似推力を発生させ、計測用ロードセルと同型式の校正用基準ロードセルの計測値を比較するインフレーション方式で行う。この校正は、基本的に毎運転試験前後に実施する。推力計測で、高精度を必要とする場合は、実際に使用するエンジンアダプタを介して、エンジンセンターライン上で荷重をかけ擬似推力を発生させて行うセンターライン校正が必要となる。ESPR エンジンでは制御試験が中心であるため実施していないが、性能を厳しく評価する商用エンジン開発試験等では、事前にこの校正を実施することになる。

## 5.2 燃料流量計測

燃料（Jet A-1）の質量流量計測は、直列に配置した 2 つのタービンフローメータにより行う。2 系統で計測することで、精度の向上や冗長性を持たせると共に、系統間の指示値の差から各系統の健全性を監視することができる。タービンフローメータの K ファクタ補正および質量流量換算時の密度補正等に必要な燃料温度も、RTD（Resistance Temperature Detector；测温抵抗体）2 系統で計測している。燃料比重は、試験前に配管途中のサンプリングポートから燃料を採取し、浮ひょう式密度計によりオフラインで計測し、データ処理システムに手入力する。なお、質量流量の計算は、SAE ARP4990<sup>③</sup>に基づいて実施している。

## 5.3 温度計測

温度計測系統は、熱電対と RTD をセンサとする計測に対応している。基本的に常温近傍で高い精度が必要な計測は RTD、それ以外は熱電対を使用している。

熱電対を使った計測系統は、熱起電力のアナログ信号計測を目的とした 25 点以外は、UTR（Uniform Temperature Reference）を使用している。UTR の採用は、熱電対の種類の變更に影響されないこと、エンジン近傍に設置でき熱電対や補償導線の長さ起因する計測誤差を最小限に抑えられることが主な理由である。UTR は、GE KAYE 製 X678 で、1 ユニットあたり 64 点計測が可能である。冷接点補償に使う UTR 内端子盤（2 枚）の温度は、各端子盤に組み込まれた RTD（1 点/端

子盤）で計測される。UTR のエンジン室内配置は図 19,20 に示す。K タイプ熱電対起電力のアナログ計測を目的とした計測系統は、エンジン室から補償導線を伸ばし電子冷却式基準接点装置（ゼロコン）に接続している。

RTD は、既述の燃料温度と UTR 内温度に加え、整流スクリーン上でエンジン入口空気全温用（5 点）に使用しており（図 21 参照）、いずれも Pt100 相当で UTR 内温度用は 4 線式、その他は 3 線式を使用している。

## 5.4 圧力計測

### （1）気体圧力

気体圧力計測系統は、多点定常圧、過渡圧、変動圧および大気圧の計測に対応している。

多点定常圧計測には、PSI 社 9816/98RK インテリジェント圧力スキャナ（以後、圧力スキャナ）を採用した。この圧力スキャナは、チャンネル毎の個々の圧力センサで温度補償を行い高い精度（スタティック精度： $\pm 0.05\%FS$ ）を安定して維持できる。また、オンラインでのゼロ点、スパン校正および計測ラインのパージ、リークチェックが可能である。スパン校正に必要な圧力校正器は圧力スキャナのレンジに応じて整備した。圧力スキャナの校正は、基本的に毎試験毎に、圧力校正器の校正は、定期的にトレーサビリティが確保できる専門業者で実施する。この 9816 圧力スキャナは、1 モジュール 16ch で、モジュール毎にレンジを設定でき、それを最大 8 台まで一つの専用インターフェースラック（98RK）に搭載できる。98RK は、ホストコンピュータとイーサネットで繋がり、その台数に制限はなく拡張性が高い。定常圧力のエンジン側配管と圧力スキャナ側配管の接続には、多点コネクタプレート（HOKE 製 Multiple Port Quick Connection Plate；25 点/プレート）をエンジンアダプタ上で使用している（図 19 参照）。既述の計測ラインリークチェックは、この圧力スキャナ側プレートにブランクプレートを付けて圧力スキャナ側について可能である。

エンジンの過渡的な圧力変化を多点定常圧計測系統より早い応答で監視するために、エンジン近傍の歩廊に PSI 社 9116 インテリジェント圧力スキャナを設置し、エンジン始動、ファン・圧縮機作動監視に必要な圧力計測を行っている（図 20 参照）。この圧力スキャナも 9816 と同様にオンラインでのゼロ点、スパン校正および計測ラインのパージが可能である。

ファンや圧縮機のサージの兆候等を監視するための変動圧計測は、半導体圧力トランスデューサに対応するために、TEAC 製 SA-57 半導体センサ用直流増幅器を使用している。

大気圧計測は、9816,9116 圧力スキャナの基準圧計測およびエンジン性能修正で使うエンジン入口全圧計測のために行う。計測室内に設置されている 9816 の基準圧計測は、精度向上および冗長性を考慮し 2 台の DRUCK 製 RPT301 で計測している。エンジン入口全圧計測は、エンジン上流、東側側壁近傍にエンジン中心線と同じ高さに設置したピトー管で PSI9032



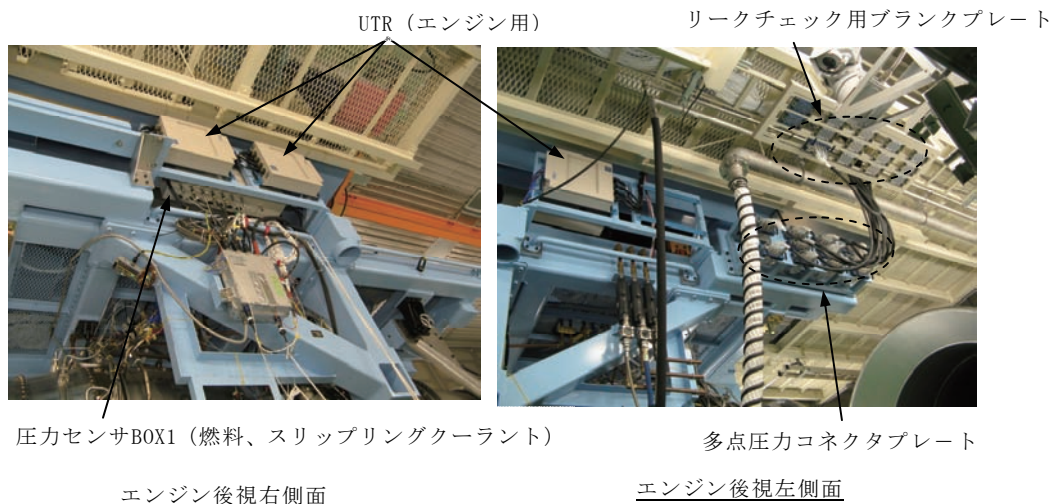


図 19 計測関連機器の設置位置 (エンジンアダプタ周り)

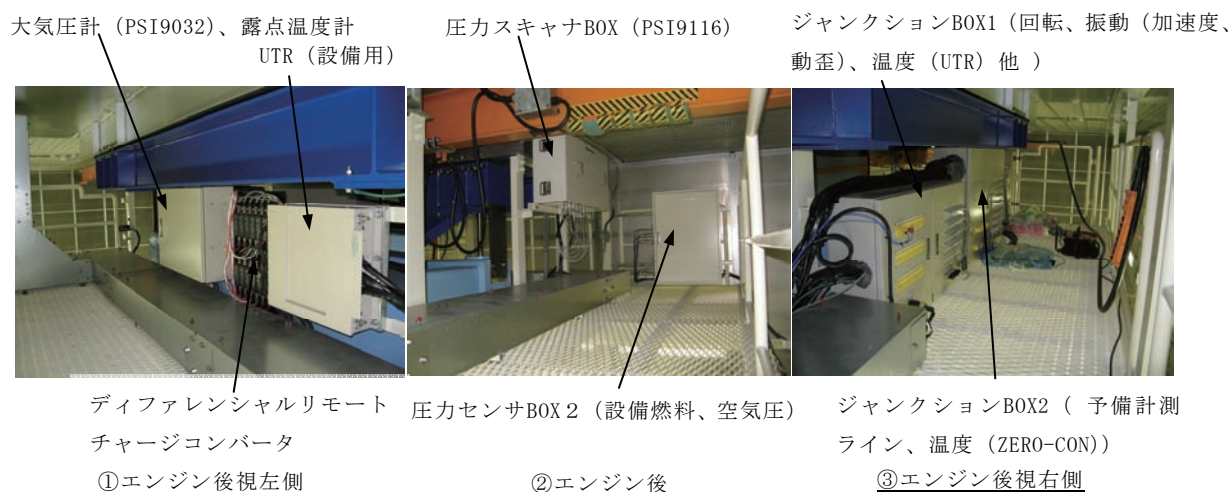


図20 計測関連機器の設置位置 (歩廊周り)

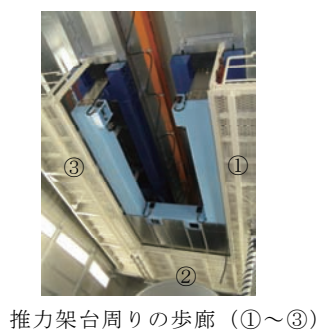


図21 エンジン入口全温計測用RTD



図22 エンジン入口全圧計測用ピトー管 (矢印)

により計測を行う（図 20、22 参照）。 エンジン室内にある 9116 の基準圧は、エンジン入口全圧と同じとしている。

#### （2）液体圧力

燃料、オイルおよびスリップリングクーラントの液体圧力は、DRUCK 製 PTX600 シリーズの圧力トランスミッタで計測している。圧力トランスミッタは、圧力センサ BOX 内に複数組込んでユニット化し、歩廊、エンジンアダプタおよびオイルユニット近傍に設置している。（図 19、20 参照）

### 5.5 振動計測

#### （1）加速度

エンジン外殻、ベアリング、補機等の振動は、ピエゾ型加速度計で計測している。各加速度計からの信号は、ノイズの影響を少なくするためエンジン近傍（エンジンアダプタおよび歩廊上）でリモートチャージコンバータで電圧信号に変換された後、CEC 製コンピュータ制御式振動増幅／トラッキングシステム（CEC8000、C-CATS）で信号処理される。C-CATS は、1 ユニット最大 14 チャンネルの入力が可能で、専用パソコンから各チャンネルの増幅器の設定ができるなど多点計測向きであり、エンジン回転信号でトラッキングした信号を出力できるなど多機能である。

#### （2）動歪

動・静歪等のエンジン部品やエンジンに組み込まれた計測プローブの振動等は、歪ゲージで計測している。歪ゲージからの出力は、エンジン運転試験での動歪計測専用開発された IHI 仕様／日計電測製の広帯域振動応力測定器（TU-1US）で増幅される。TU-1US は、ゲージ抵抗、ゲージファクタおよびゲージからのリード線長さの抵抗値を設定でき測定誤差を極力小さく抑えることができる。

### 5.6 セル前方部空気流速計測

セルの形態や搭載エンジンが変わったときに、セルの空力特性パラメータを評価できるように、多点の空気流速計測システムを整備した。これは、規定された位置に置かれた 25 点の熱フィルム方式プローブで空気流速計測を同時に行うもので、KANOMAX 製アネモマスター多点風速計(SYSTEM6242)を使用している。25 点のプローブ（0964-01）は、床面と天井間に張った複数のワイヤに固定される（図 23 参照）。

### 5.7 排気ガス分析、排煙濃度計測

排気ガス分析および排煙濃度計測は、併設されている環状燃焼器試験設備の機器を使い、本設備の計測システムとは独立して行う。排気ガス分析は、HORIBA 製 MEXA7100D により THC、CO、CO<sub>2</sub>、O<sub>2</sub>、NO、NO<sub>x</sub>、NO<sub>2</sub> の連続分析が可能である。排煙濃度計は、SAE ARP 1179C(1997)に準拠して JAXA 仕様で製作されたものである。サンプリングガスは、エンジンの内部または排気ノズル出口近傍に設置されるサンプリング

プローブから SUS 製加熱導管により排気ガス分析計と排煙濃度計に導かれ、分析される（図 24 参照）。

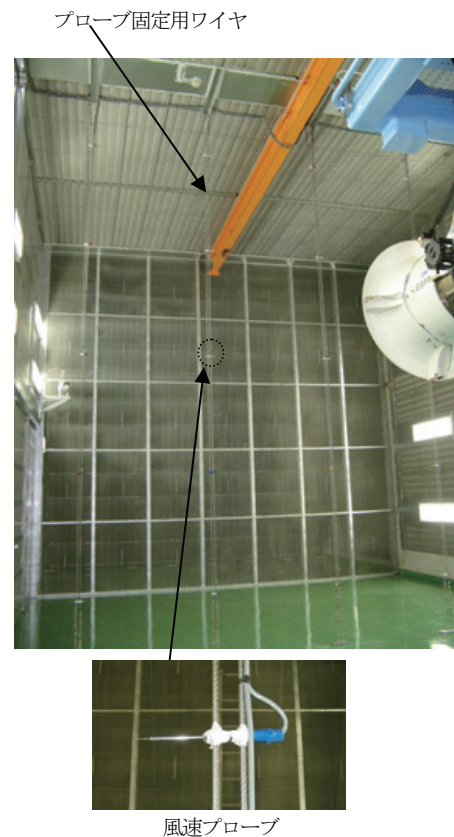


図 23 セル前方部空気流速計測



図 24 排気ガス分析、排煙濃度計測 実施例



表 6 ハードウェア主要構成 CPU の機能

CPU	機能／特徴
PCU (Process Control Unit)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・各計測装置、信号変換装置等からの計測データ取得</li> <li>・PLC(Programable Logic Controller)とのデータ送受信</li> <li>・情報テーブル処理</li> <li>・修正計算等の計測データ処理</li> <li>・アナログ画面処理 等</li> </ul>
DMU (Data Management Unit)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・各種運転試験操作(データ管理機能除く)用会話画面制御</li> <li>・PCU からのリアルタイムデータ受信、MMU への配信 等</li> </ul>
MMU (Man Machine Unit)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・データ表示処理</li> </ul>
サーバ	<ul style="list-style-type: none"> <li>・データ管理処理(アプリケーションソフト、各種テーブル、計測データ)</li> <li>・HDD の計測データ保存領域は約 300GB</li> <li>・HDD は RAID-5 を構築</li> </ul>
サーバ端末	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ユーザ操作によるデータ管理</li> </ul>

表 7 試験計測仕様

計測名称	目的	計測回数(回)	計測最大点数(点)	計測周期(msec)
定常計測	定常状態での計測	1～50 (*)	2000	50～2000
スタート・ トランジェント計測	エンジン始動時の過渡状態 での計測	10～3600		
トレンド計測	過渡状態での計測	10～6000		
クラッシュ計測	イベント発生前後の計測	～3600		
プレイバック計測	運転状態の再生確認	～144000		

(\*) 1 回の定常計測について、1～32 回の繰り返し計測による平均値算出が可能。

## 6. データ収録／処理システム

計測システムの機能増強と共に、データ収録／処理システムの機能を強化した。データ処理機能としては、研究開発エンジン特有である多数の運転制限値付き計測項目を、数値表示だけでなく演算処理をしたうえでグラフ表示させるなど多様な形式での監視を可能にし、監視者の負担軽減に配慮した機能整備を行った。

### 6.1 ハードウェア

ハードウェアは、データサーバ、DMU(Data Management Unit)、PCU(Process Control Unit)、MMU(Man Machine Unit)で基本構成され、各 CPU は PC ベースで構築されている。各 CPU の機能を表 6 に示す。各 CPU 間は LAN(1000Base-T: Gigabit Ethernet)で接続され、CPU と周辺装置間は LAN(1000Base-T)を基本とし周辺装置の仕様に対応した方法で接続されている(図 25 参照)。ディスプレイは、オペレータ用 1 台、システム会話用兼監視用 1 台、監視専用 4 台およびサーバ端末用 1 台の計 7 台を備えている。

### 6.2 ソフトウェア

ソフトウェアは、多くのエンジン運転試験設備で実績を上げている INC 製 El-nino 版 ADAS (Advanced Data Acquisition System) をベースに JAXA 要求の固有機能を付加して構築された。

#### (1) 収録機能

システムは、登録された最大 2000 点の計測項目(パラメータ)について 50msec の周期で常時計測を行っており、その計測データを計測種類に応じて処理して各種データファイルに格

納している。計測の種類には、定常計測、スタート・トランジェント計測、トレンド計測、クラッシュ計測およびプレイバック計測があり、各計測の仕様を表 7 に示す。

#### (2) 監視機能

試験時に、計測データを多様な形で表示しエンジンや設備の状態を監視できる。表示は、デジタル、X-T、X-Y および監視イベント表示がある(図 26 参照)。

監視パラメータは、登録された計測パラメータ全点が対象となり(最大 2000 点)、各監視パラメータについて固定のリミット(運転制限値)(高低、各 2 段階: HIGH-HIGH, HIGH, LOW, LOW-LOW) およびエンジン回転数に応じてリミットが変わる可変(スライディング)リミットを設定できる。監視パラメータは、50msec 周期でリミットと比較判定され、リミットを超えた場合は、デジタル表示の色を変え、メッセージを出しオペレータおよび監視者に対して警報を発する。

従来、監視パラメータが多数ある場合、複数の監視者がデジタル表示のディスプレイを見てリミットを越えた際にコールしていたが、監視者の負担を軽減するために、リミットを越えたパラメータ全てを、関連する情報と共に、その緊急度に応じて一画面上に集約して表示するための監視イベント表示機能を整備した(図 26 参照)。

研究開発エンジンでは、保持禁止エンジン回転数域が設定され、その回転数域での作動時間を管理する場合がある。そのため、保持回転数監視機能を追加し、指定した保持禁止回転数域に入った場合に警報音を発し、速やかな通過または回避操作を促すとともに滞留時間を積算管理することができる。この機能

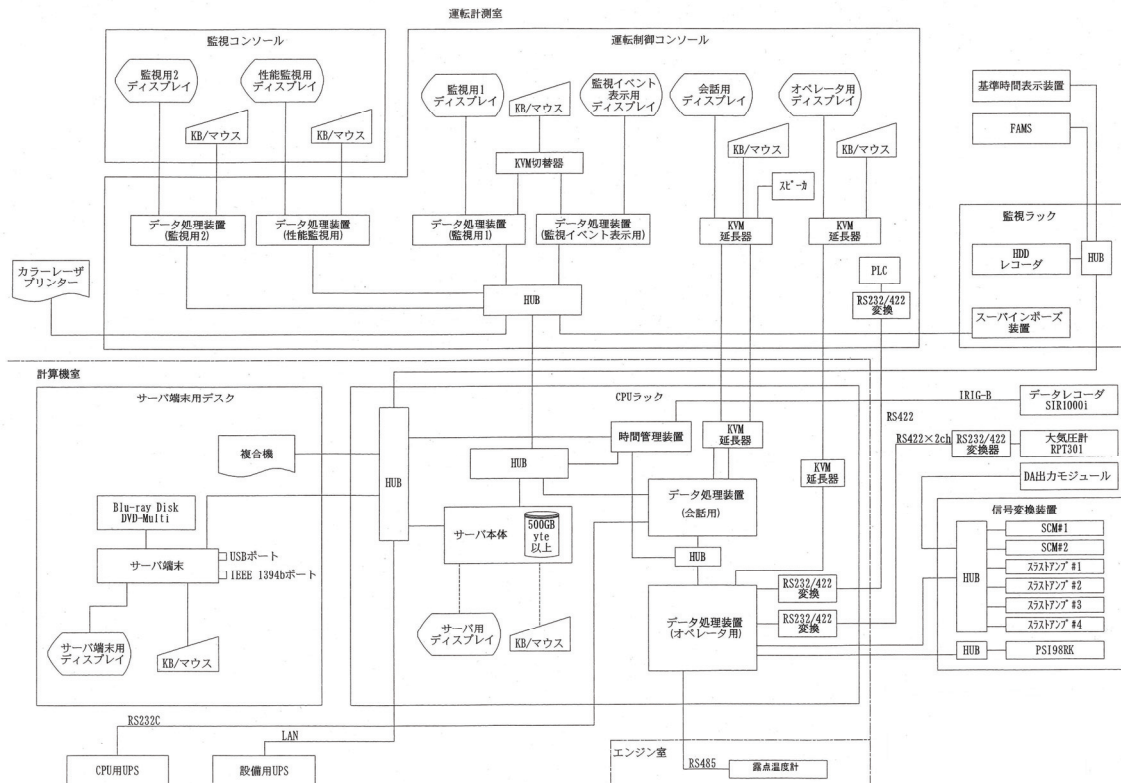
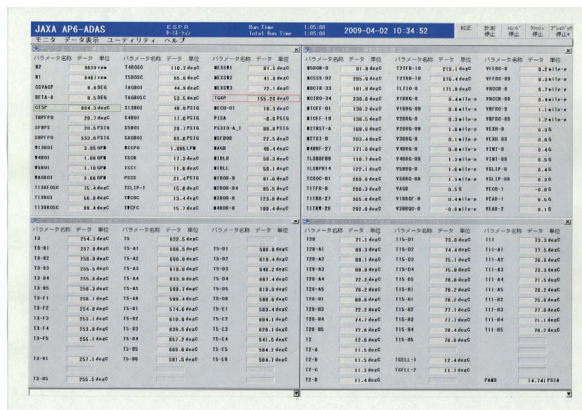
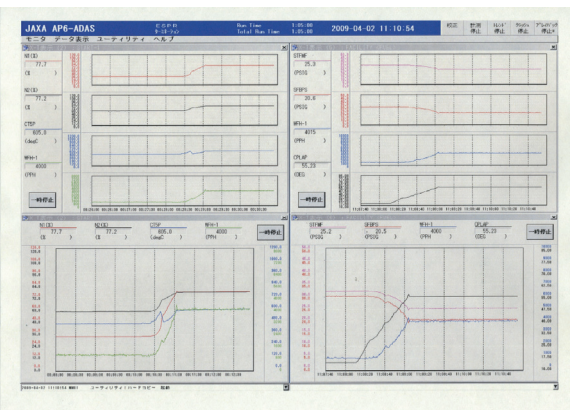


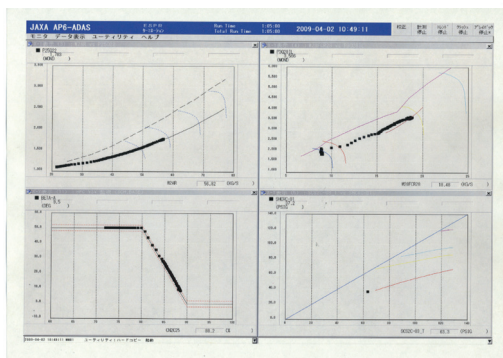
図 25 機器間通信システム系統図



デジタル表示



X-T 表示



X-Y 表示



監視イベント表示

図 26 計測データ監視機能



を使い、エンジン回転数以外のパラメータがある帯域に入っている時間の積算管理をすることも可能である。

### 7. 振動監視装置

エンジン外殻、翼振動等多点の振動監視は、従来は、多数のオシロスコープを多くの監視者で分担し、振動レベルの高い信号があれば FFT 解析装置に接続し振動モード毎の監視を行い制限値超過を判断するといった監視者の負担が大きな作業であった。また、振動特性の評価上必須のキャンベル解析についても、実施は運転後に限られ、データレコーダでデータを再生して解析を行う必要があり、手間と時間を要していた。この振動監視を効率良く、正確に行うために EDAS (Experimental Design & Analysis Solutions, Inc.) 製タービンエンジン振動テストシステムを導入した (図 27 参照)。現在の監視可能点数は 96 チャンネルで、24bit シグマデルタ AD 変換器によりサンプリングレート 200kHz/チャンネルでデータを取得しハードディスクに記録すると共に、リアルタイムで波形表示 (オシロ表示)、FFT 解析およびキャンベル解析表示が可能である。各表示において、制限値を設定でき、振動モード毎の監視が必要な翼振動などでは、FFT またはキャンベル解析表示でモード毎に制限値を設定できる。制限値を超えた場合は、表示画面の色が変化し監視者に警告を発することができる。この装置の導入により、振動監視者の負担が大幅に軽減されるとともに、運転中の振動問題に対する判断が迅速にでき試験を円滑に、かつ安全に行うことができる。

### 8. データレコーダ

振動や圧力変動データなどのダイナミックデータは、ソニー マニファクチュアリングシステムズ製デジタルデータレコーダ (SIR1000 シリーズ) を使い、ソニー AIT データカートリッジ AIT1 テープ 25GB(SDX1-25CR)に収録している。データレコーダは、収録信号の解析周波数帯域に応じて SIR1000i と SIR1000W を使い分けている。

### 9. エンジン室内監視装置

整流側壁の設置により、従来の運転計測室の窓からエンジンを直接視認できなくなったためカメラによる監視を強化した。5 台の防爆カメラをエンジン室内に設置し、エンジン前方、エンジン両側方、エンジン排気部およびオイルユニットの監視を行っている。エンジン両側方の 2 台のカメラは、首振り、ズームアップ等の遠隔操作が可能で、他は固定カメラである。監視映像は、Victor 製ハードディスクレコーダ (VR-777DX) に記録するとともに、マトリックススイッチャ、スーパーインポーズ装置を介して 46 型大型液晶ディスプレイ 2 台に、全面または 4 分割画面での表示が可能である (図 28 参照)。

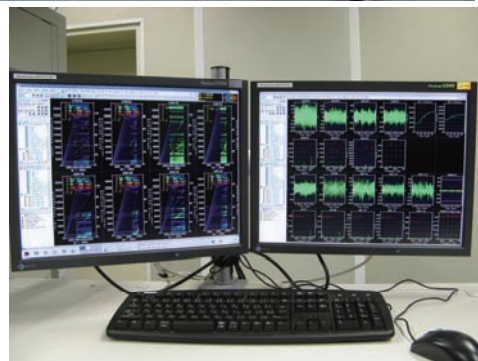


図 27 振動監視装置



図 28 エンジン室内監視 大型液晶ディスプレイ



図 29 運転制御コンソール



図 30 運転計測室

### 10. 時間管理装置

時間管理装置は、各機器で収録される設備やエンジン関連データを時系列的に関連付けて解析できるようにするため、時刻標準を提供して各機器の時間情報を統一するものである。本装置として Symmetricom 製 ネットワークタイムサーバ (SyncServer S250) を使用し、ネットワーク上のコンピュータに対しては、NTP によるネットワーク時刻同期を可能とし、ネットワークに繋がっていないデータレコーダおよび振動監視装置に対しては IRIG-B のタイムコードを出力することで時間情報を統一している。なお、本装置の時刻標準は、GPS 衛星より取得された UTC (協定世界時) である。

### 11. 運転計測室

運転計測室は、運転制御コンソールの更新 (図 29 参照) を始め、計測、データ収録/処理システム等の更新に伴い、機器のレイアウト、内装も含め全面的な見直しを行った。監視機器のレイアウトは、研究開発試験では、運転指揮者がエンジンデータ監視者、振動監視者およびエンジン制御装置監視者からの情報を基に的確な指示をエンジンオペレータに出す必要があるため、運転指揮者と各監視者間の情報伝達が円滑に行えるように配慮した (図 30 参照)。

### 12. 付帯設備

付帯する燃料、空気、冷却水等の供給設備は、セル内の配管、制御システムを更新した。セル外に設置されているポンプ、配管類は、本設備の改修前に行われた環状燃焼器試験設備の全面改修時に一部更新された。付帯設備の仕様を表 8 に示す。

付帯設備のセル内配管で、バルブ操作や調整作業が必要な部分は、仕切壁裏側に集約され、作業用の歩廊が併設されている (図 31~33 参照)。

#### 12.1 燃料系統

現在扱える燃料は、Jet A-1 で、航空推進 5 号館横の地下タンクからブーストポンプにより航空推進 6 号館に移送される。このブーストポンプは、航空推進 8 号館の超音速エンジン試験

表 8 付帯設備仕様

系統		主要仕様
燃料	最大供給可能流量	約 7,000pph
	燃料タンク容量	30kL × 2基 (地下)
冷却水	燃料: Jet A-1	
	ブーストポンプ全揚程	40m
	ブーストポンプ吐出量	100L/min
	ブーストポンプ	丸八ポンプ製作所
(低圧)	ポンプ全揚程	28m
	ポンプ吐出量	250m <sup>3</sup> /hr
	(高圧)	ポンプ全揚程: 270m
(共通)	ポンプ吐出量	14.4m <sup>3</sup> /hr
	冷却水槽容量	200m <sup>3</sup> (井水補給)
空気	エンジン始動用	コンプレッサー吐出圧: 686kPaG (7.0kg/cm <sup>2</sup> G) コンプレッサー吐出量: 47.2m <sup>3</sup> /min コンプレッサー: HITACHI SDS-H31A(300KW) 貯気槽容量: 10m <sup>3</sup> × 10m <sup>3</sup>
	計装用	コンプレッサー吐出圧: 74~83kPaG (0.75~0.85kg/cm <sup>2</sup> G) コンプレッサー吐出量: 1.140m <sup>3</sup> /min コンプレッサー: アネスト岩田 CFD110B-8.5D(11KW) 貯気槽容量: 70L
	冷却用 バージ用 作業用	コンプレッサー吐出圧: 1.15~1.4 MpaG (11.7~14.3kg/cm <sup>2</sup> G) コンプレッサー吐出量: 0.59m <sup>3</sup> /min コンプレッサー: アネスト岩田 TL55B-14 (5.5KW) 貯気槽容量: 220 L
スリプリングクーラント		供給圧: MAX 45psig 供給流量: 0~3.8L/min (0~1GPM) タンク容量: 5 Gallons(USA) (18.9L) クーラント: AK-225+LUBE OIL(MIL-L-23699C) SLIPRING COOLING SYSTEM : AERODYN ENGINEERING MODEL NO.7027
イグナイタ点火装置用電源		定格出力電圧: 115VAC 出力周波数: 400Hz 定格出力電力: 純抵抗負荷 500W コンデンサ入力形負荷 600VA 周波数変換/交流安定化電源: TAKASAGO AA500F



図 31 付帯設備配管類 (仕切壁裏 全景)

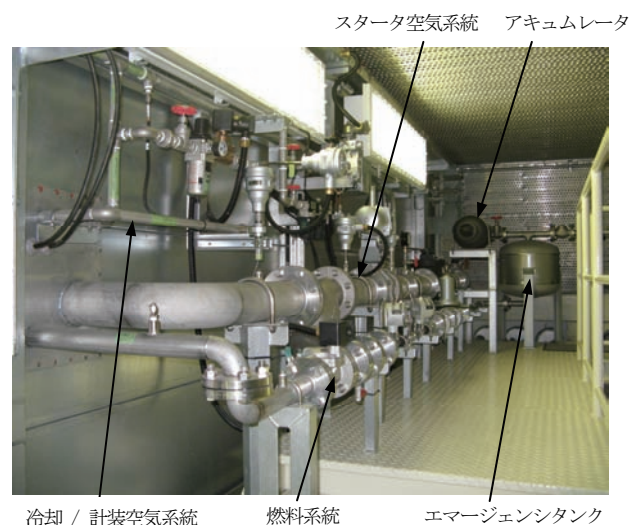


図 32 付帯設備配管類 (作業歩廊上)



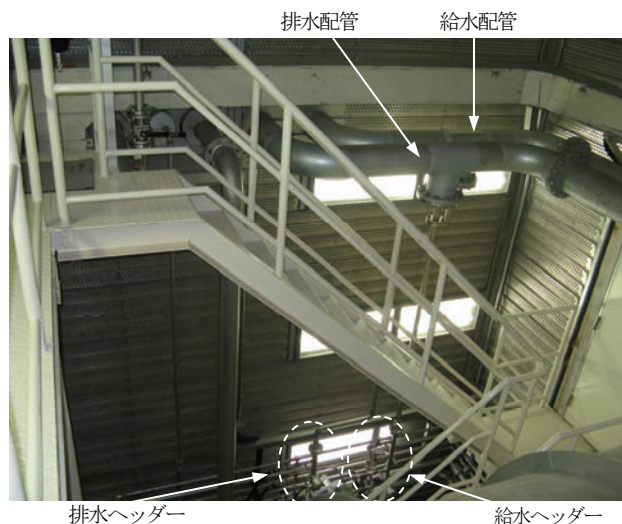


図 33 低圧冷却水配管系統



図 34 スリップリングクーリングカート

設備と環状燃焼器試験設備で共用しており、環状燃焼器試験設備の全面改修時に更新され、最大約 7,000pph の供給が可能である。今回の改修では、ブーストポンプの緊急停止時に対処するために、 $0.08\text{m}^3$  のエマージェンシタンクおよびアキュムレータを系統配管中に設置し、ブーストポンプが止まってもエンジンを一定時間 IDLE で維持した上で停止させるのに必要な燃料を供給できるようにした。

## 12.2 空気系統

### (1) エンジン始動用空気

エンジン始動用エアスタータを駆動する圧縮空気は、航空推進 5 号館に設置されている 300kW 圧縮機で製造され、約  $0.7\text{MPa}$  で貯気タンクに蓄えられて供給される。エアスタータへの供給圧は、運転制御コンソールから遠隔で設定が可能で、供給を開始してから設定を変化させることも可能である。また、急峻な供給圧の増加で、エアスタータシャフトが破損するのを避けるために供給開始時の供給圧上昇率も運転制御コンソールから遠隔で設定が可能である。

### (2) 冷却、計装空気

空圧作動機器用空気（計装空気）は、隣接した補機室に設置している専用の圧縮機から供給される。作業用空気（ショップエア）、およびパージや冷却用空気は、補機室に設置の別のコンプレッサーから供給されるが、エンジン始動用空気が供給されているときは、バルブ切換えによりエンジン始動用空気系統からも供給が可能である。

## 12.3 冷却水系統

冷却水は、併設の環状燃焼器試験設備の低圧および高圧冷却水系統を分岐して供給される。供給圧約  $300\text{kPaG}$  の低圧系統は、ESPR エンジン運転時の使用量の  $2.9\text{m}^3/\text{h}$  に対し、 $250\text{m}^3/\text{h}$  までの供給が可能で十分な供給能力があり、商用エンジン開発における水吸い込み試験にも十分対応が可能である。

## 12.4 スリップリングクーラント系統

Aerodyn Engineering Inc.製のクーリングカート（図 34）により、代替フロンである AK225 とオイル(MIL-L-23699C)を混合したスリップリング用クーラントの供給が可能である。

### スリ

ップリングへのクーラント供給の停止は、計測不能に陥るだけでなく、エンジン自体の損傷に繋がる可能性もあることから、電源バックアップや監視機能が重要である。本カートは、停電に対し UPS を備え、タンクレベル警報、クーラント流量警報、クーラント流量、クーラント供給/戻り温度の監視および起動操作が運転制御コンソールから遠隔で可能である。

## 13. エンジン搭載準備、搭載、整備作業

本設備では、エンジン搭載前の準備スペースが少ないため、推力架台に搭載する前のエンジン周りの準備は、エンジン室前方のスペースで、準備作業用の架台（支柱）にエンジンアダプタ付でエンジンを設置して行う。図 35 に ESPR エンジンの場合を示す。搭載準備完了後は、新設した 15t ( $7.5\text{t}+7.5\text{t}$ ) テルハで、エンジンをエンジンアダプタ、スペーサアダプタと共に吊り上げ移動して推力架台に搭載する（図 36 参照）。搭載後のエンジン周りの準備、整備作業は、エンジン中心高さが床面から 3m あることから高所作業車 2 台（作業床高さ 4.2 m、6.1 m）、高所作業リフト 2 台（1 人乗り、作業床高さ 1.5 m、2.5 m）および作業用踏台を作業箇所に応じて使い分けて行う。

## 14. 防音性能

調布航空宇宙センターは、第 1 種住居地域に位置することから、騒音規制法に基づき、東京都により第 2 種区域に指定され、東京都および調布市条例により表 9 に示す規制基準を満足する必要がある。本設備は、最寄敷地境界まで約 100m の距離で住居地域に近接しているため建設時から防音性に配慮した設計が行われてきた。具体的には、吸気流路にスプリッター型吸音

器、排気流路にセル型吸音器を設置し、エンジン室は半地下とし、地上部分の壁はコンクリートとブロックの二重壁で遮音効果を上げ、さらにエンジン室内および吸排気塔内の壁面には吸音パネルを組み込む等様々な配慮がなされている。今まで運転を行ってきた高バイパス比ターボファンエンジンのFJR710および小型ターボジェットエンジンのYJ69では、騒音レベルは規制値内で問題とならなかったが、本改修後に運転するESPRエンジンは低バイパス比ターボファンエンジンで排気ジェットによる騒音が従来のエンジンと比べ高いことから騒音レベルの上昇が懸念された。これに対し、技術研究に影響のない範囲でエンジン回転数を制限( $N1 \leq 85\%$ )して規制値内に騒音レベルを抑えることとし、今回の改修では特別な防音機能の強化は行わなかった。領収運転試験では、ESPRエンジンを $N1=85\%$ まで運転して、予測通り騒音規制基準（時間区分：昼間）を満足することを確認した。低周波音については、規制値はないが環境省の評価指針（物的苦情に関する参照値、心身に係る苦情に関する参照値）と比較し参照値以下であることを確認した。なお、今後、研究開発が期待される小型エコエンジンレベルの高バイパス比ターボファンエンジンでは、運転制限なしで騒音規制基準を満足できると予測している。

表9 騒音規制基準（調布市条例）

区域の区分 (あてはめ地域)	時間の区分			
	朝 6:00～8:00	昼間 8:00～19:00	夕 19:00～23:00	夜間 23:00～6:00
第2種区域 (第1種住居地域)	45	50	45	45

(単位: dB)



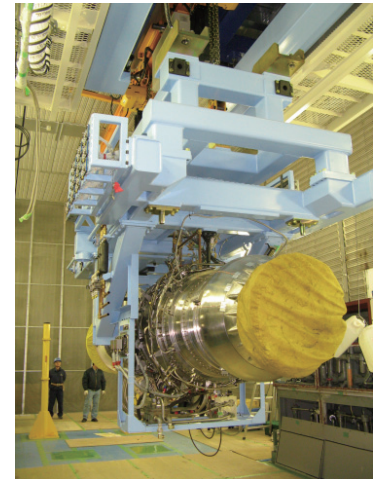
図35 エンジン搭載準備形態



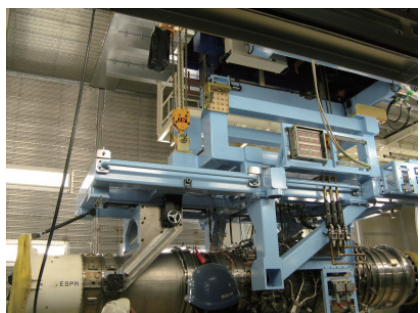
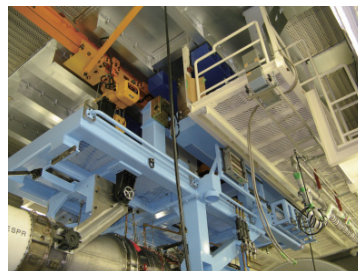
① 準備架台から吊り上げ



② 推力架台に向け移動



③ 推力架台下に接近

④ 揺動架台にスパーサアダプタを  
上乗せするために吊り上げ

⑤ 上乗せ位置まで移動



⑥ 搭載完了

図36 ESPRエンジン搭載状況



### 15. 排気塔耐熱性

高バイパス比ターボファンエンジンでは問題とならないが、低バイパス比ターボファンエンジンの ESPR エンジンでは、排気ガス温度が比較的高く（約  $440^{\circ}\text{C}$  @  $N1=85\%$ ）、かつ今回の改修で排気ダクトの位置を排気塔内壁に接近させていることから、コンクリート製の排気塔壁の耐熱性が懸念された。これに対し、騒音対策と同様に、 $N1=85\%$ を上限として運転制限することで壁温を制限値（ $105^{\circ}\text{C}$ ）以下に抑えることとし、今回の改修では特別な耐熱性強化は行わなかった。領収運転試験では、 $N1=85\%$ で 20 分保持し、壁温が  $90^{\circ}\text{C}$  レベルで制限値以下であることを確認した。

### 16. 領収運転試験結果

本改修工事の領収運転試験として、ESPR エン진을を搭載し、平成 20 年（2008 年）1 月 17 日～24 日に総運転時間 3 時間 33 分（始動回数：6 回）の運転を行った（図 37 参照）。その間、エンジンを  $N1=85\%$ まで作動させ、既述のエンジン室内空力特性、敷地境界騒音、排気塔壁温および各システムの機能等が仕様を満足することを確認した。ESPR エンジンについても、平成 13 年（2003 年）ESPR プロジェクトが終了してから約 5 年振りの運転であったが正常に作動し、今後の制御試験での運用に問題ないことが確認された。

### 17. むすび

平成 18 年度から 19 年度にかけて実施した地上エンジン運転試験設備の改修内容および改修後の設備仕様についてまとめた。

今回の改修により、ESPR エンジンを使った運転試験が可能となりクリーンエンジン技術プロジェクトのインテリジェント制御技術の研究を推進する態勢が整った。また、今後のジェットエンジン技術開発プログラムにおけるシステム実証試験や商用国産エンジンの開発試験支援に備え、基本的な性能、機能を有し、かつ拡張性のある設備を整備することができた。

今後、ESPR エンジンを使った運転試験の中で設備の詳細な性能、機能評価を行い、改良を加え完成度を上げると共に、研究開発専用の運転試験設備として更なる機能向上を図り、JAXA 内研究と共に産業界に十分貢献できる設備に発展させていく。

### 参考文献

- (1) SAE, “Design Considerations for Enclosed Turbofan / Turbojet Engine Test Cells”, Aerospace Information Report(AIR) No.4869 (1995) .
- (2) FAA, “Correlation, Operation, Design, and Modification of Turbofan/jet Engine Test Cells”, Advisory Circular (AC)No.43-207 (2002) .
- (3) SAE, “Turbine Flowmeter Fuel Flow Calculations”, Aerospace Recommended Practice(ARP) No.4990 (1997) .

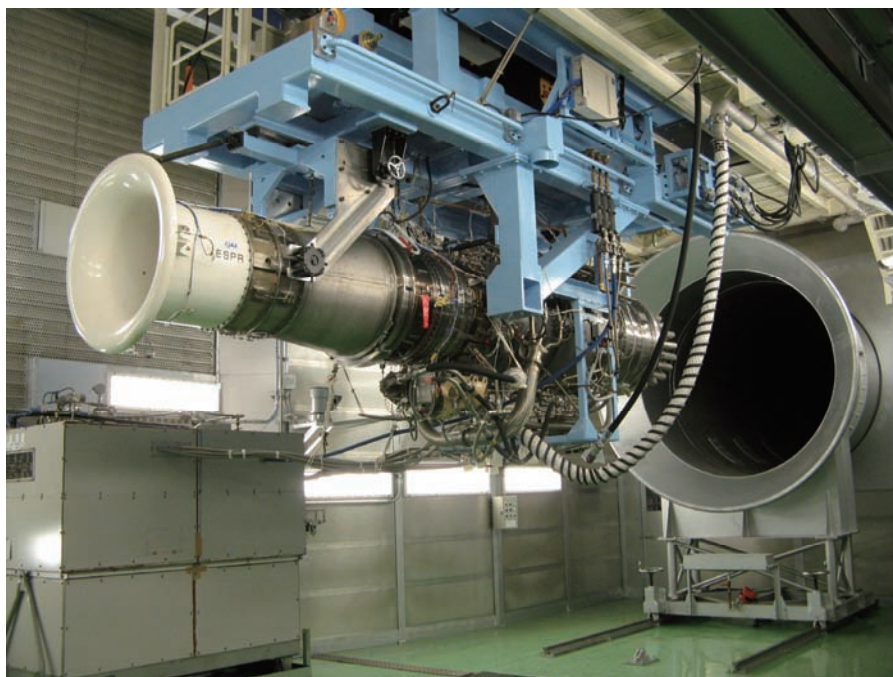


図 37 ESPR エンジン（領収運転試験時）



宇宙航空研究開発機構  
JAXA

宇宙航空研究開発機構  
JAXA

