

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

航空機エンジン用地上運転試験設備について

坂井 栄治^{*1}
SAKAI Eiji

キーワード：試験設備（Test Facility）、ジェットエンジン（Jet Engine）、型式承認（Type Certificate）

1. はじめに

ガスタービンは1900年代前半にその産声をあげてから、陸・海・空それぞれの分野で発展を遂げて今日に至っています。その発展は基本原理の研究、技術概念の形成、技術概念の実証、要素技術の実証、システムの実証等の積み重ねで達成されており、それぞれの段階で実証のための試験設備が様々な役割を担ってきました。

近年、CFD解析に代表されるシミュレーション技術の発展には目覚ましいものがあり、ガスタービンの技術向上に欠かせないツールとなっておりますが、解析と実際の試験結果との合せ込みがあつてこそそのツールであり、それを支える試験設備の必要性を左右するものではありません。

今回の特集号では各分野で活躍中の試験設備の紹介をしておりますので、その必要性、重要性についてのご理解が深まることと期待しております。

なお、本稿は(財)日本航空機エンジン協会が携わっているプロジェクトの経験を踏まえた概説となりますので、民間航空機用ターボファンエンジンに関する記述となりますことをご了解願います。

2. 航空機エンジン用地上運転試験設備

航空機用エンジンの開発・製造・維持をするためには、そのライフサイクルの各段階において、その用途に応じた運転試験が必要となります。技術開発段階においては、解析および要素試験等を積み重ねて設計・試作を行った後に、エンジン性能が当初の目標に到達していることを実証するために運転試験を実施します。製品開発段階においては、飛行安全性を立証するために、様々なエンジン試験が必要です。製造（量産）段階においては出荷前運転試験が実施されており、また、維持段階では改良設計に関連した実証試験およびエンジン整備前後の確認試験等が行われています。

これらのエンジン試験を実施する地上運転試験設備は、屋外設備と屋内設備に大別されますが、いずれの設備も回転数、推力、流量、圧力、温度、振動等の計測装置を

備えており、開発段階ではエンジン内部の回転部位の圧力・温度計測装置、排ガス・排煙計測装置および後述する付帯設備等が加わります。

屋内試験設備は消音装置を備えているので立地条件の自由度があり、また、運用が天候に左右され難いという利点から、長年の開発・量産・整備実績から国内の設備も充実しつつあります。一方、屋外試験設備はエンジン運転音を遮るものがないので立地条件の制約があり国内の設備は残念ながら限定的で、その充実が望まれるところです。

3. 屋外運転試験設備（図1）

民間航空機用エンジンの場合、製品開発段階において当局の型式承認を取得します。様々な条件下でエンジン運転試験を実施して飛行安全性を立証することが要求されており、屋内試験設備では実施が困難な試験があり、その試験の内容をご紹介します。

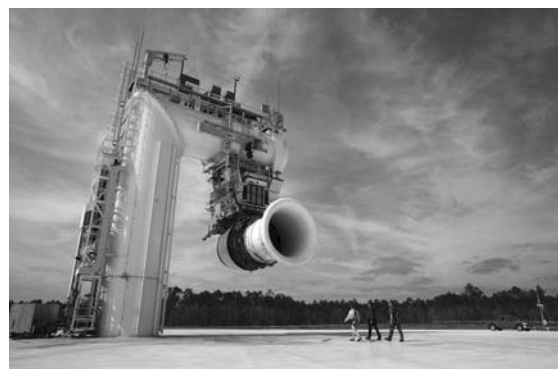


図1 屋外運転試験設備の例（© Rolls-Royce plc 2010）

3.1 鳥吸い込み試験

ニューヨークの空港を飛び立った旅客機が鳥の群れに遭遇し、エンジンに吸い込み継続運航不能となってハドソン川に不時着した事例は記憶に新しいところです。エンジン型式承認の要件にも鳥吸い込みを想定した試験があり、大型の鳥1羽、中型の鳥の群れおよび大型の鳥の群れとの遭遇を想定した試験を実施し、飛行安全性に影響しないことを立証します。この試験は鳥（または鳥の代替物）をエンジンに向けて射出する装置を用いるので、

原稿受付 2009年12月17日

*1 (財)日本航空機エンジン協会 企画部

〒105-0001 港区虎ノ門3-2-2 第30森ビル3階

屋内セルでの実施は困難なため、屋外試験設備で実施します。射出する鳥の要求事項の例を表1に示します。

表1 LARGE BIRD WEIGHT REQUIREMENTS ^{(1),(2)}

Engine Inlet Throat Area (A)—Square-meters (square- inches)	Bird weight kg. (lb.)
1.35 (2,092) > A	1.85 (4.07) minimum, unless a smaller bird is deter- mined to be a more severe demonstration.
1.35 (2,092) ≤ A < 3.90 (6,045)	2.75 (6.05)
3.90 (6,045) ≤ A	3.65 (8.03)

3.2 氷吸い込み試験

飛行中の気象状況によりエンジン入口 (Inlet Cowl部等) に堆積した氷が剥がれてエンジンに吸い込まれることがあります。氷の生成、堆積の可能性がある場合は、それを防止するために防水装置を付けますが、その起動が遅れた場合等を想定した条件下で試験を実施し、氷を吸い込んでも短時間の推力低下に止まり、エンジン停止の事態に陥らないことを立証します。

3.3 雨・雹 (ひょう) 吸い込み試験

文字通り、雨天等を想定した試験です。エンジンに直径25cmと50cmの雹をエンジンサイズにより定められた個数だけ吸い込ませ、許容できない損傷や推力低下が生じないことを立証します。加えて、エンジンに向けて水を3分間、雹を30秒間所定量放出し、その間に失火、停止、回復不能なサージまたはストール、加減速不能な状態に陥らず、放出停止後も継続運航可能なことを立証する要求もあります。

3.4 ブレードコンテインメントおよびローターアンバランス試験

型式承認試験の中で、当事者が最も緊張する試験の一つがファンブレードのコンテインメント試験です。最大許容回転数で運転中にファンブレードが根元から破断しても、ファンブレードがその外周を覆うファンケースを貫通せず損傷がエンジン内部に収まり、火災を誘発せず、エンジンマウント (機体への組み付け部位) が破損しないことを立証します。この試験はファンブレードの根元に装填した火薬を運転中に発火させるので、高度な試験技術が要求されます。また、破断したブレードとアンバランスによる高振動でエンジンの損傷が広範囲におよび、容易にやり直しが出来ないので失敗の許されない試験です。

3.5 横風試験

飛行時の姿勢や横風により、運航時にエンジンに流れ込む空気には常に何らかの乱れが生じています。大型送風機で意図的に横風を発生させ、流入空気に乱れが生じて飛行安全性に影響が生じるようなサージやストール

が発生しないことを立証します。

4. おわりに

1950年代初頭に航空機用ガスタービン・エンジンが民間航空輸送機用として実用化されてから、エンジンは欧米のメーカーが中心となって各種技術開発並びにその実用化・製品化が進められ今日に至っています。一方で日本においては、第二次世界大戦後の研究・開発禁止期間 (空白の7年間) を経て、国産のJ3エンジンの開発やJ79エンジンなどのライセンス生産などを通して技術、設備等のポテンシャルを高めて来ました。1970年代に入り、世界で既に実用化に入っていた高バイパス比のターボファンエンジンの技術を日本でも確立すべく、FJR710エンジンの研究開発が立ち上がります。このエンジンが英国Rolls-Royce社の目に留まり、RJ500エンジンの開発へ、更にはそれが5カ国 (米英日独伊、現在は伊以外の4カ国) での国際共同開発のV2500エンジンに発展し現在に至っています。日本はV2500エンジンの開発を通じてJoint Venture (JV) のメンバーとして民間エンジン市場への参画を果たし、エンジンメーカーとしての基盤固めを行いました。その後、新たなエンジンの国際共同開発の主流がJV方式からRevenue and Risk Sharing Partner方式へ移る中で、日本はV2500で培った基盤を糧に各種の新たなエンジンプログラムへ参画を果たし、エンジン事業の拡大を図ると同時に担当する部位の高度化も行ってきました。^{(3),(4)}

このような国際共同開発参画の変遷を経て、現状では国際的に認知されるパートナーとしての地位を確保はしてきたものの、更なる発展のためには差別化技術の確立に加えて設備面での充実も図り、より競争力を高めていくことが必要です。

屋外エンジン試験設備は日本が今後、欧米と対等な立場、更には主導的な立場でエンジン開発に参画していくために欠かせない設備です。立地条件の制約等、解決すべき課題はありますが、日本の航空機エンジン産業の世界的地位向上のために、その実現に向けて産官学で連携した取り組みが必要になると思います。

参考文献

- (1) Code of Federal Regulations, Title 14, Aeronautics and Space, PART 33-AIRWORTHINESS STANDARDS: AIRCRAFT ENGINES, Federal Aviation Administration
- (2) Certification Specifications for Engines, European Aviation Safety Agency
- (3) 黒河邦彦, 民間航空機用ジェットエンジン国家プロジェクト, 日本ガスタービン学会誌 Vol.36, No.3, 2008.5
- (4) 平塚真二, 民間航空機用エンジン産業について 日本ガスタービン学会誌 Vol.36, No.4, 2008.7

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

大型鍛造翼の製造設備10,000トンプレスと精密鑄造翼製造設備

浅野 弘^{*1}

ASANO Hiroshi

吉田 大助^{*1}

YOSHIDA Daisuke

キーワード：製造設備，翼，スクリュypress，鍛造，精密鑄造，デジタイザー

1. はじめに

世界のエネルギー消費量は増加の一途をたどっており、今後も中国やインド、アジア諸国などでの人口増加や経済発展に伴って大幅に増加する見通しである。一方、エネルギー構成における化石燃料への依存率は依然高く、CO₂（二酸化炭素）排出量の増加に伴う地球温暖化問題や化石燃料の枯渇が深刻な問題となってきた。

全発電量の約65%を占める火力発電における問題解決策の一つとして、「高効率化」と「大型化」があげられる。一定の燃料でできるだけ多くの電力を得るための「高効率化」と、発電単価を低減させる「大型化」のための方策は複数存在しているが、本稿では特にガスタービンの高効率化と大型化を支えている製造技術、中でも翼の鍛造と精密鑄造について、その設備や技術の一端を紹介したい。

2. 大型鍛造翼鍛造設備

2.1 設備概要

ガスタービンの高効率化と大型化を支える技術の一つに、翼の「大型化」があげられる。図1は当社が製造しているガスタービンの単体出力と圧縮機第1段動翼の体

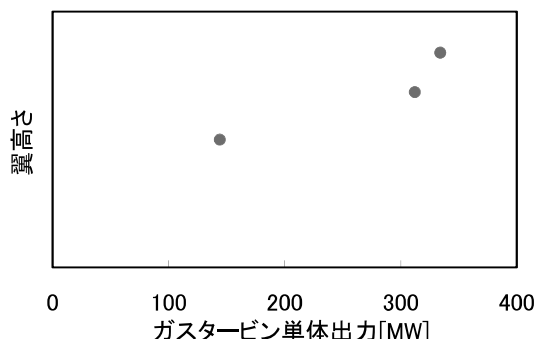


図1 単体出力と圧縮機第1段動翼

格を模式的に整理したものである。単体出力の向上に伴い、圧縮機翼の大型化が図られていることが明らかである。

また、圧縮機効率を向上させるため、翼の形状も変化してきている。比較的単純な形状であったものから、複雑な完全3次元形状へと変化してきており、これに伴って製造技術への要求も高まる方向にある。

大型化、複雑化する形状要求に応え、鍛造工程の対応力強化を図るため当社にて開発・設計・製作したのが、10,000トンプレスである（図2）。平成8年より設計・製作を開始し、平成10年から稼働を行っており、ガスタービンの圧縮機翼やタービン翼をはじめ、蒸気タービン翼の鍛造工程を担っている。

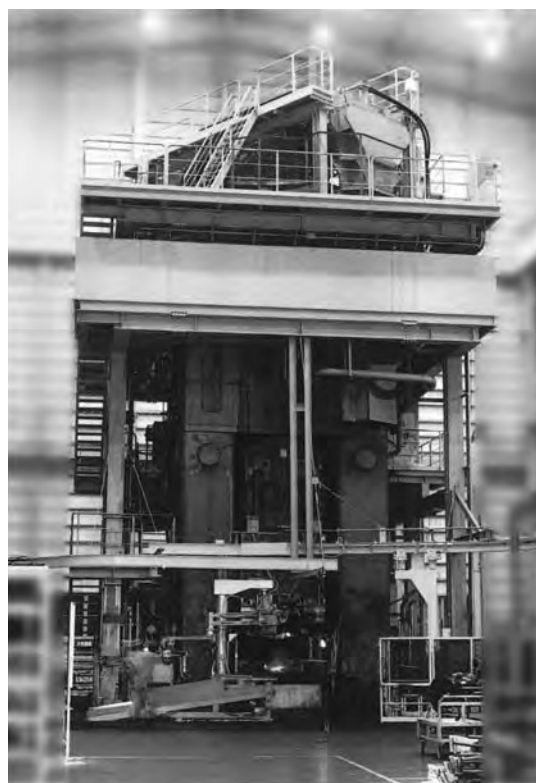


図2 10,000トンプレスの外観

原稿受付 2009年12月18日

*1 三菱重工業株式会社 原動機事業本部 高砂製作所
ブレード・燃焼器製造部
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

この10,000トンプレスはフライホイールの持つエネルギーを、クラッチを介してスクリュースピンドルの回転につなげるクラッチ式スクリュープレスで、鍛造荷重10,000トンの容量と最大鍛造エネルギー 320ton・mを有している。装着できる金型の最大寸法はW570×L1600×H265 (mm) であり、製品の投影面積で3.5×10⁵ (mm²) までの鍛造実績がある。代表例として図3に10,000トンプレスで鍛造したガスタービン圧縮機翼を示す。



図3 圧縮機動翼の代表写真
(F 3 型の圧縮機 1 段動翼)

2.2 開発経緯

2.2.1 プレス容量

製品の大きさおよび材質による塑性加工能を勘案して、プレス容量の検討を行った。なお、鍛造方法の選択においては、大きくプレス機かハンマー機かの選択があるが、操業にともなう騒音や振動による周辺環境への影響等を勘案し、プレス機を採用することとした。

プレス容量の検討にあたり、小型スクリュープレス機における型鍛造中の実測により、鍛造工程毎の寸法変化量 $\Delta \delta$ および型打ち荷重 F の関係を求め、必要エネルギー E を算出した。エネルギー E は、成型エネルギー

E_N とプレス機が吸収するエネルギー E_F 、および摩擦損失エネルギー E_R から構成されており、これらの和がプレス機の容量、すなわち駆動動力 E_0 として求められる容量となる (図4)。

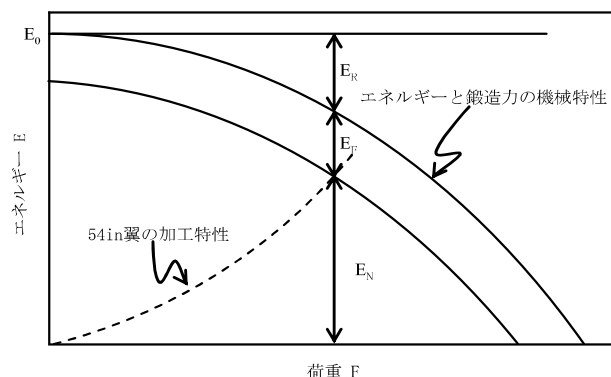


図4 プレス機の機械エネルギーと鍛造エネルギー／鍛造荷重の関係

検討に際して想定した翼は、F型ガスタービンの圧縮機 1 段動翼および蒸気タービンの54インチ翼である。いずれも17-4PH鋼製であり、材料のもつ塑性変形能や、鍛造後に求められる寸法精度から、密閉型の鍛造金型を用いた熱間鍛造を行うものとした。これらの条件を勘案して算出したのが、10,000トンプレスの許容荷重やトルクである (表1)。

2.2.2 駆動方式と駆動力伝達方式

このクラスのプレス機ではモーターもしくはフライホイールによる回転運動を、コネクティング機構により往復運動に変換する方式が一般的である。そこで、まず回転運動を得る方法について検討を行い、ついでその駆動方式について検討を行った。

回転運動を得る方法として、電動機と油圧モーターを比較検討した。電動機の場合、駆動部品の重量が大きくモーター容量が大きくなることや、フライホイール直結型とした場合、正逆転切り替え時の電流変動が大きくなる事が判った。一方、油圧モーターの場合は油圧装置設置に伴うスペースが必要であることや、メンテナンス期

表1 10,000トンプレスの許容荷重とトルク

	10000Tonプレス機			2800Tonプレス機	
	許容荷重[Ton]	トルク[Ton・m]	許容回数	許容荷重[Ton]	許容回数
常用最大	18,900*	(2,260)	2.0×10 ⁶	4,500	2.0×10 ⁶
使用最大	23,500*	7,300** (2800)	5×10 ⁵	5,600	5×10 ⁵
発生最大	25,000***	(2,990)	—	—	—

* 2800Ton プレスの 4.2 倍で設定
 ** 54inISB翼の鍛造時トルク反力+垂直荷重トルクの換算
 *** ダイナミックス解析結果より
 ()内垂直荷重をトルクに換算した値

間が比較的長くなることが判った。10,000トンプレスを設置する場所における設置面積制約やメンテナンス性などの観点から両者の優劣を比較し、電動機によるフライホイール駆動方式を採用することとした。

次にフライホイールから駆動力を取り出す方法について検討を行った。フライホイールの回転力をスクリースピンドルの回転力に変えるためには、電動機を直結する直結方式か、フライホイールにエネルギーをためておいて、必要なときにクラッチで伝達するクラッチ方式とに分けることができる。

直結方式は他メーカーのスクリースプレスで実績のある方法であるが、10,000トンプレスのクラスになると、必要な鍛造エネルギーを得るためには2100kW前後の駆動力が必要となるため、350kWの電動機が6台必要な計算となった。一方、クラッチ方式であればフライホイールに回転を与えるため650kWの電動機で十分であることが計算より求められた。この検討結果から、10,000トンプレスにはクラッチ方式を採用することとした。

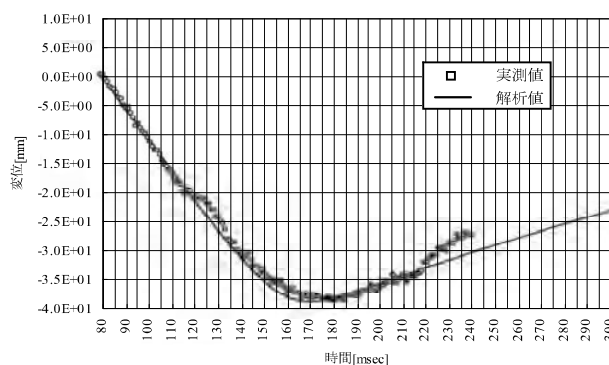
2.2.3 動的挙動解析

上述した基本検討結果をもとに、大容量クラッチの製作可否や、スクリーナットやガイド面などの潤滑方法、フライホイールのブレーキ方法、プレス機の運転制御方法など多岐にわたる検討を行い、最終的にはプレス機の動的挙動を解析して、性能及び制御性を評価した。性能評価に際して各機械要素間の動的挙動関連性を示したものが図5の性能評価モデリングである。

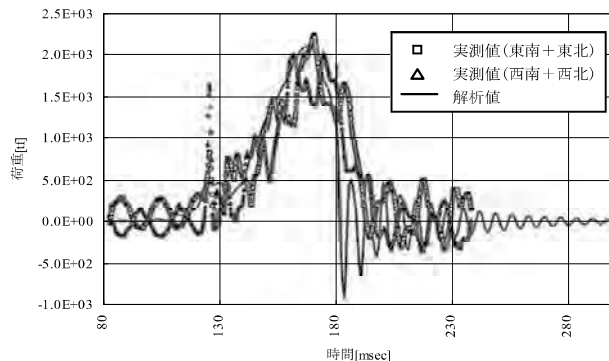
スクリーとラムの初期運動エネルギーから鍛造変形エネルギーとしてどれだけ取り出せるかを検討するには、プレス機のフレームや基礎防震機に蓄積されるエネル

ギーと、油膜による消散エネルギーの時刻変化を求める必要がある。モデリングは、システムを構成する方程式群をボンドグラフで記述し、各機械要素間の単位時間当たり仕事量の伝達関係を明らかにして、その運動方程式群を求め数値計算した。

図6に数値計算結果の一例を示す。小型スクリースプレスの荷重、変異挙動の解析結果と実測値は良い一致を見せ、実測で得られた鍛造抵抗と全体モデルの妥当性を確認することができた。これらより、10,000トンプレス稼働時における鍛造エネルギーと鍛造荷重の妥当性を評価することができた。さらに、操業に伴う振動や騒音を規定値以下とするための防震機設計指針が得られ、外基礎や防震機の設計に活かすことができた。



(a) ラムの並進変位



(b) フレームの発生荷重

図6 数値計算結果の一例

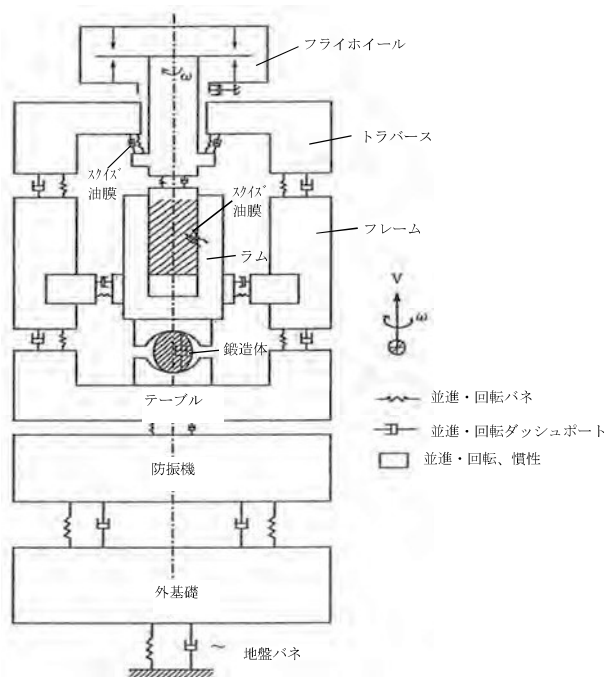


図5 プレス機の性能評価モデリング

2.3 運用

現時点までに翼投影面積で 3.5×10^5 (mm²) まで、翼長さで約1,600 (mm) までの鍛造実績が出ている。金型の設計思想にもよるが、平坦部位での鍛造余肉は0.5-3.0 (mm) 程度の精密鍛造として運用を行っている。翼材料としては17-4PH鋼をはじめ、Ti合金やNi基超耐熱合金など多岐にわたっている。また、更なる翼大型化への対応のため、型打ちに供する素材形状の変更や、長大翼を部位別に分けて鍛造する2段鍛造などの技術開発にも取り組んでいる。

3. 精密鑄造翼製造設備

次に、ガスタービンの心臓部とも言えるタービン翼を製造・開発する精密鑄造設備について解説する。

3.1 精密鑄造タービン翼の開発傾向

高効率・高出力化のため、タービン翼も日々開発が進められている。大型ガスタービンの効率向上は、主に燃焼ガスの高温化によるものであり、それを可能にした要因として耐熱合金の開発と冷却技術の向上が挙げられる。しかし、近年のガスタービンの燃焼ガス温度は使用される耐熱合金の融点を超えており、冷却技術の重要性が高まっている。その結果、図7⁽¹⁾に示すように冷却構造は複雑化し、かつ形状や寸法の要求も厳しくなる傾向にあり、鑄造によるタービン翼製造をより困難なものにしている。

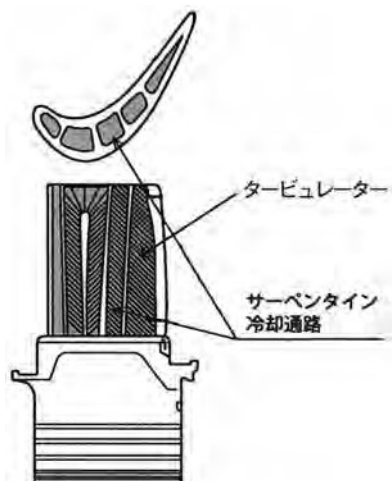


図7 タービン動翼冷却構造模式図

図8に各シリーズの4段動翼のサイズと出力を示す。この出力の増加に伴うタービン翼の大型化も鑄造を困難にさせる要因の一つである。均一で鑄造欠陥の少ない組織が得られる最適な鑄造条件を見出すことが困難になり、開発期間が延長や寸法不良の原因となる。また、当然ながら現有設備能力を越えるサイズの翼は製造することが

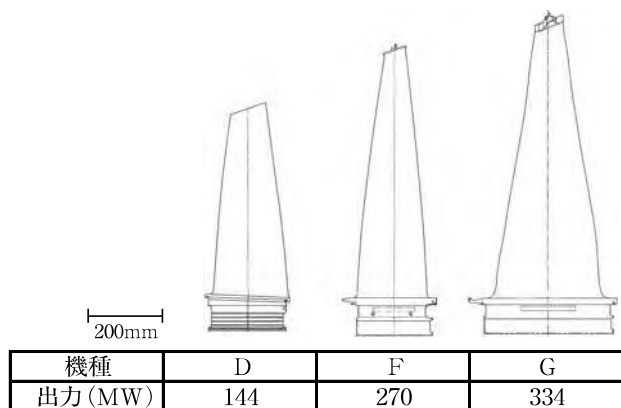


図8 4段動翼の体格と出力比較

できない。

上述の通り、高効率・高出力化によりタービン翼の精密鑄造技術への要求は高まる傾向にある。

3.2 精密鑄造設備

精密鑄造に使用される主な設備について、工程毎に表2に示す。

工程	設備
中子製造	中子材成型設備
	脱脂・焼結炉
鑄型造型	WAX射出成型設備
	クリーンルーム
	造型ロボット
	スラリータンク
	サンディング設備
鑄造	WAX溶解炉
	大気炉(焼結・予熱)
	溶解炉(大気・真空)
中子除去	アルカリ溶解設備
熱処理	熱処理炉(大気・真空)
検査	蛍光浸透探傷検査設備
	X線探傷検査設備
	超音波探傷検査設備
	ボアスコープ
	3次元測定機(CMM)

表2 精密鑄造工程と適用される設備例一覧

また、他にも開発段階で活用される設備として、3Dデジタイザー、WAXプリンター、3Dプリンターなどがある。

形状への要求が高くなり大型化するにつれて、品質の安定や可能製造能力が求められるため設備が重要なパラメータの一つになっている。以下に、ガスタービン動静翼の開発・製造において活用・導入されている設備の一端や設備に要求される項目について説明する。

3.2 試作炉

新たな耐熱合金の開発や鑄造方案の検討において、鑄造性を評価するために実際の製品形状での鑄造試験は必要不可欠である。しかし、量産炉での検証では、検証コストが高く、また、万が一でもトラブルが発生した場合には量産品の製造に支障をきたす可能性がある。小型の試作炉を使用することで、量産工程に左右されことなくタイムリーに開発を進めることができる。図9は試作用の鑄造炉である。最大溶解量25kg(鑄造寸法φ150×400mm高さ)、最高溶解温度1700℃、雰囲気は380torr～1×10⁻⁵torrまで制御して鑄造可能である(大気溶解炉も併設)。鑄型引下げ機構を有するため、等軸晶翼、一方向凝固翼、単結晶翼のいずれも製作可能であり、鑄造全般の現象再現による鑄造欠陥メカニズムの解明や鑄造合金開発など基礎研究において長年成果をあげてきている。

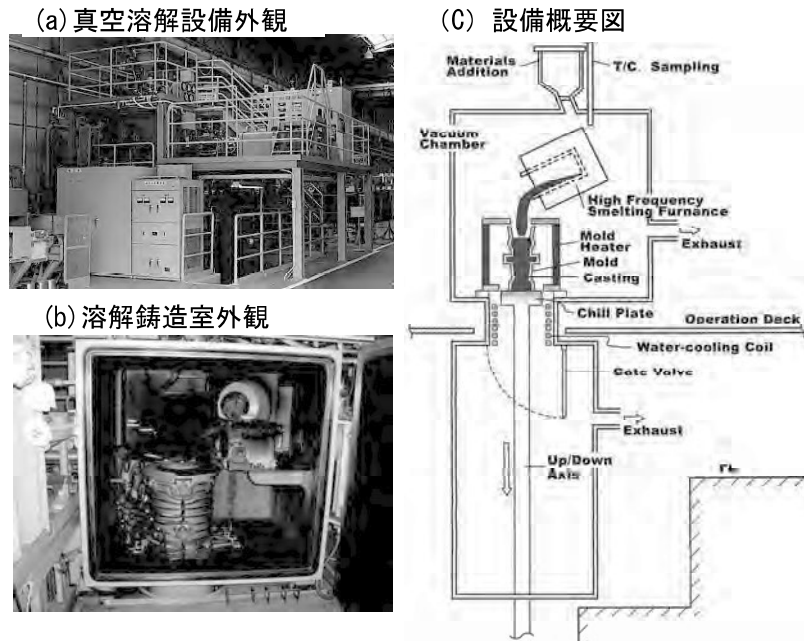


図9 真空溶解試験設備

3.2.2 WAX射出成型機

製品形状の元となるWAX射出成型の工程では、射出成型機の性能により製造できる製品サイズが制限される。出力の小さい装置でも細かくパーツを分けて成型し、組み立てることで大型の部品を製作することは可能だが、組み立てが手作業であるためパーツ数の増加に伴い寸法のバラツキが懸念される。

翼の大型化に対応するためには、大容量のWAX射出成型機が必要となるが、中空構造を形成する中に割れが発生しない圧力で、金型の隅々まで不足なくWAXを充填できるかが課題となる。そのため流れ解析を用いた検討などが行われている。

3.2.3 造型時に使用されるロボット

鑄型を製作する工程では、WAX上へのスラリー塗布→鑄砂のコーティング→乾燥の繰り返しにより所定の厚みの鑄型が作られる。この工程では、製造毎に安定した鑄型厚みを確保するためロボットによる作業が望ましい。

スラリータンクのサイズやロボットの搬送能力により翼のサイズや1モールド当たりの枚数は制限される。既存設備能力以上のサイズの製品を開発する必要がある場合は、鑄型厚みや枚数の減少などで対応することとなるが、コストアップと品質への影響が懸念されるため慎重な検討を要する。安定した品質を確保するためには、開発製品に対して余裕のあるスラリータンクやロボットの導入が望ましい。

3.2.2 3Dデジタイザー

高効率化の要求により、曲面の形状公差やより高い精度での曲線形状が求められることがある。一般に使用さ

れている製品形状を模した検査ゲージや3次元寸法測定機（CMM）では、面全体の評価や曲線の計測が困難であった。3Dデジタイザーは三角測量の測定原理に基づいて寸法を評価する装置で、対象物についてのマークを様々な角度から複数回撮影することで、1度に広範囲の寸法を評価することができる。近年、これらの計測機器の精度が向上してきたことから、開発において頻繁に使用されている。図10に一例を示す。基準寸法からのずれ量の値が色で判別できるためわかりやすく、CMMのような点計測での測定洩れがなく、開発の大きな一助となっている。

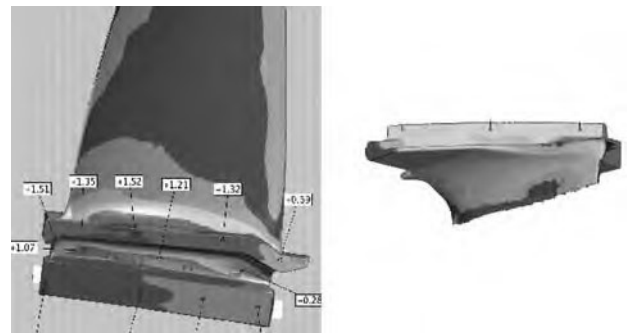


図10 3次元デジタイザーによる寸法評価例

3.2.5 WAXプリンター

タービン翼製造に用いられるロストワックス法は、その名の通り製品形状に成型したWAXで鑄型をつくる方法である。量産ではWAX成型用に金型をつくるが、金型は一般に高価で製作に時間がかかる。そのため、開発翼の鑄造性の目処付けや短納期で試作回数を増やしたいときにWAXプリンターが用いられる。これは溶かしたWAXを積層させ、3次元形状を作り出す装置である。

滑らかな表面では製作できないため、細かな寸法評価は困難であるが鑄造方案の妥当性検証や冶金学的性質の評価に活用され、開発期間の短縮に貢献している。

3.2.6 3Dプリンター

設計、製造、メーカー間のコンカレントエンジニアリングにおいて理解を深めるツールとして、3Dプリンターが活用されている。これは、溶解した樹脂を積層させてプラスチックモデル形成する設備で、短時間で安価にCADモデルを実際の模型として作り出すことができる。図11にタービン動翼の3Dモデルを示す。モデルを

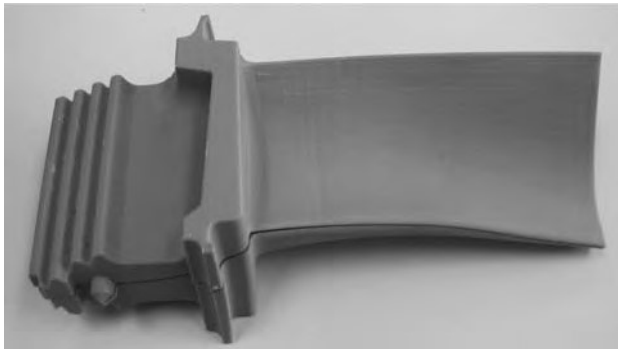


図11 3Dプリンターによる動翼モデル

用いて検討することで、鑄造方案や金型の初期検討、より鑄造しやすい形状への改善提案が出しやすくなり、品質の向上や開発工程短縮に寄与している。

4. あとがき

ガスタービンの高効率化・高出力化を支える製造技術の中から、鍛造技術と鑄造技術を抜き出して、その設備や技術の一端をご紹介した。

これらの技術は古くから存在しているものであり、何を今更と思われる読者もあるであろう。しかしながら、モノを実現する手段としての進化は今も続いており、これらの進化を通じてモノそのものも進化していることに異論はないであろう。さらに、モノを実現するプロセスそのものも進化を続けていることを感じ取っていただければ、筆者としては望外の喜びである。

参考文献

- (1) 福泉靖史・潮成弘・有村久登・馬越龍太郎・内田澄生, 大容量ガスタービンの最新技術動向; 三菱重工技報 Vol.40, No.4 (2003-7)
- (2) 日本鍛造協会ホームページ

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

プラント向け大型圧縮機用試運転設備の概要

吉田 和樹^{*1}
YOSHIDA Kazuki

手塚 正樹^{*1}
TEZUKA Masaki

キーワード：遠心圧縮機，大型試運転設備，エチレンプラント，API

1. はじめに

当社（三菱重工業）では，エチレンプラント・肥料プラント等を始めとした化学分野及びガス処理・LNG等の資源・エネルギー分野の種々のプラント向け遠心圧縮機を製造している。近年，プラント規模の大型化が進められ，特にエチレンプラントにおいては，メガエチレンと呼ばれる年産100万トンを超える大型プラントが増加しており，年産150万トン，200万トンとさらに大型のプラントも計画されている。その心臓部として使用される遠心圧縮機についても，プラント規模と比例して大型化

が進んでおり，従来よりも大型の圧縮機の設計・開発が必要とされている。併せて，圧縮機の試運転設備においても，大型圧縮機に対応可能な大型設備が必要不可欠な状況にある。当社では，年産200万トン級の大容量エチレンプラント等で使用される超大型圧縮機の試運転が可能な世界最大級の試運転設備を2006年に完成させた。本紙では，大型試運転設備及び試運転事例について紹介する。（図1に大型試運転設備の外観を，図2にエチレンプラント向けチャージガス圧縮機の例を示す。）

2. 工場試運転

プラント向け遠心圧縮機は，API（American Petroleum Institute）規格及びASME PTC-10（Performance Test Code）に準拠した工場試運転が実施される。API規格は，石油化学プラント等で広く適用される規格であり，設計方法や検査の内容について詳細に規定している規格である。工場試運転には，性能試験（Performance test）と機械的試験（Mechanical running test）がある。機械的試験は，APIによりその実施が義務付けられているため，出荷前の工場試運転は必須となっている。以下において，それらの試験内容を紹介する。

2.1 性能試験（Performance test）

圧縮機における性能試験は，圧力，温度，流量を計測し，圧縮機の性能（吸込流量とヘッド・動力の関係が要求仕様を満足すること）を確認する試験である。本試験は，ASME PTC-10に従い，設計条件（現地条件）と等価な試験条件を設定し実施する。試験条件は，圧縮機内部のガス流れが設計条件と相似となるように，流量係数，体積流量比，機械マッハ数，レイノズル数等のガスの条件を合わせた低圧力・低負荷下において実施する。これは現地と同一条件のガスを準備することが困難な場合が多いからである。また，試験ガスには窒素や二酸化炭素を採用することが多いため，多くの場合は閉ループからなる性能試験用配管ループを構築する。その際，試験ガスの圧力・温度・流量等の条件やガスクーラの容量等の条件について適合する機器が使用される。圧縮機の大型化（大容量化）に伴い，ガス配管や流量計測のオリフィ



図1 大型試運転設備（外観）

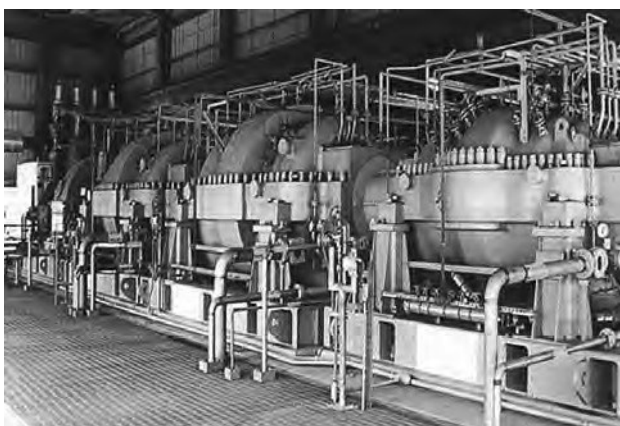


図2 エチレンプラント向けチャージガス圧縮機

原稿受付 2009年12月4日

*1 三菱重工業(株) 機械事業部

〒733-8553 広島市西区観音新町4-6-22

スのサイズ、ガスクーラ・潤滑油供給装置についても大型化（大容量化）が必要となっており、試運転設備は、それらに対応できる機器を備えている。図3は、ガス配管を含めた試験設備の全景である。



図3 大型試運転設備（ガス配管）

2.2 機械的試験（Mechanical running test）

機械的試験は、運転範囲の回転数及びトリップ回転数において、軸振動値、軸受メタル温度、軸受用潤滑油の給排油温度等を計測し、圧縮機における機械的な健全性を確認する試験である。圧縮機の運転には高い信頼性が要求されるため、特に軸振動値や危険速度の確認に関してはAPIによって厳密な規定が定められており、特に重要な検証項目となっている。図4は、機械的試験を実施している圧縮機トレン（圧縮機と駆動機を連結したもの）である。

機械的試験は、基本的には圧縮機毎に試運転を実施することとなるが、複数の圧縮機で構成されるトレンにおいて、現地と同様に複数の圧縮機をカップリングで連結した状態で実施することもある。（これを総合機械試験又はストリングテストと言う。）多くの場合、圧縮機トレンにはフレキシブルカップリングを採用しており、各機器の軸振動の影響はカップリング部で遮断されるため、単独試運転であっても各機器の機械的な健全性の確認は可能である。しかしながら、ストリングテストは現地の状態により近い条件での試験となり、トレンとしての総

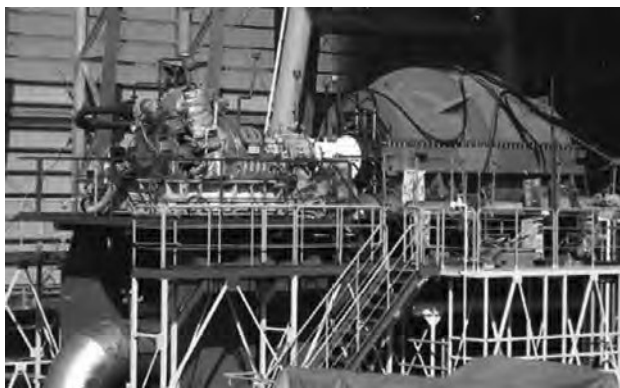


図4 駆動用蒸気タービン（左）と圧縮機（右）

合的な評価ができ、より高く信頼性を確認できる試験となっている。

3. 大型試運転設備

本項では、具体的に試運転設備の仕様及び試運転事例について紹介する。

3.1 設備概要

表1に本大型試運転設備（テストスタンド）の主な仕様を、図5にテストスタンド全景を示す。

表1 大型試運転設備仕様

大型門型クレーン	1台
テストベッド（幅×長さ）	8 m × 50 m
試験用計測器	5台同時計測可能
テストループ	約1500 m ³
ボイラー	2缶
冷却塔	4基
冷却水ポンプ	2台
復水器	1台
テストガス供給設備	1式
潤滑油供給装置	1式



図5 テストスタンド全景

前述のようにプラントの大容量化により圧縮機及び駆動用タービンの機器も大きくなっており、周辺機器についても、それらの試運転に適応できる能力を備える必要がある。本試運転設備では、従来よりも大型・大容量化した周辺機器が設置されており、大型圧縮機・駆動用タービンの試運転が可能な設備仕様となっている。

また、大型圧縮機・駆動用タービンの単独試運転だけでなくストリングテストも含めた機械的試験にも対応可能であることは、大型試運転設備の大きなメリットである。

3.2 試運転事例

本項では、大型試運転設備における試運転の適用事例

を紹介する。例として、世界最大級である年産150万トンのエチレンプラント向けチャージガス圧縮機トレンの試運転事例を示す。本圧縮機トレンは、当社のエチレンプラント向け圧縮機としても最大級のものである。また、より高く信頼性を確認するため、機械的試験をストリングテストとして実施している。

表2に対象のチャージガス圧縮機トレンについて、主な設計仕様をまとめた。

本圧縮機トレンは、大容量のプラント規模に対応するため、従来よりも大型の圧縮機により構成される。各圧縮機の軸方向長さにおいては、5mを超える超大型圧縮機となっており、全長としては30mを超える圧縮機トレンとなる。

図6にトレン構成を、図7にストリングテスト時の様子を示す。ストリングテスト実施の場合、複数台の圧縮機を連結して並べることとなるため、非常に広いスペースが必要となるが、本大型試運転設備では図6及び図7に示すように配置することが可能であり、かつ同時に運

転して軸振動値等の計測を実施することが可能となっている。

このストリングテストにより、圧縮機トレンとしての総合的な面における機械的な健全性が確認され、高い信頼性を有していることが検証された。

4. おわりに

年々、大容量化するプラントに対応可能な大型圧縮機・蒸気タービン等の大型機器の製造は、お客様のご要求に応じていく為に必要不可欠となっている。APIにより厳しい設計条件・検査条件が要求されるそれらの機器では、必然的に試運転設備も追従して大型化・大容量化していくことが必要不可欠である。当社の大型試運転設備は、それらに対応可能な機能を備えており、今後のお客様のご要望にも対応していくことが可能となっているものと考えている。当社の大型遠心圧縮機・蒸気タービンが、お客さま及びそのプラントの享受を受ける皆様の助けとなるようメーカーとして今後も研鑽していく所存である。

表2 圧縮機トレンの設計仕様

トレン構成	圧縮機4台+蒸気タービン1台 (構成: HP - LP2 - LP1 - MP - ST) HP: 高压圧縮機 MP: 中圧圧縮機 LP: 低压圧縮機 ST: 蒸気タービン
ガス組成	チャージガス (エチレン, エタン, 水素, メタン等)
吸込流量	245,000 × 2 m ³ /h
吸込圧力	2.6 Bar (A)
吐出圧力	35.0 Bar (A)
定格回転数	3,805 rpm

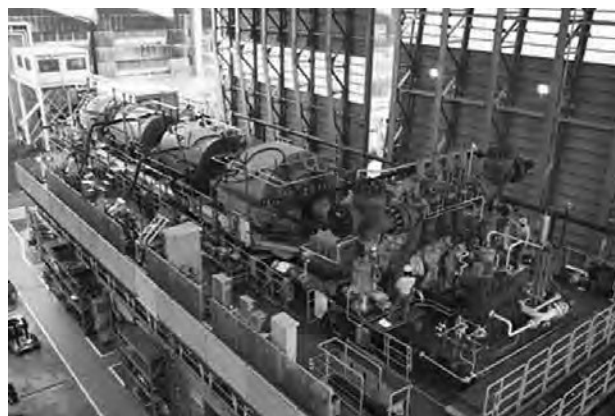


図7 ストリングテストの様子

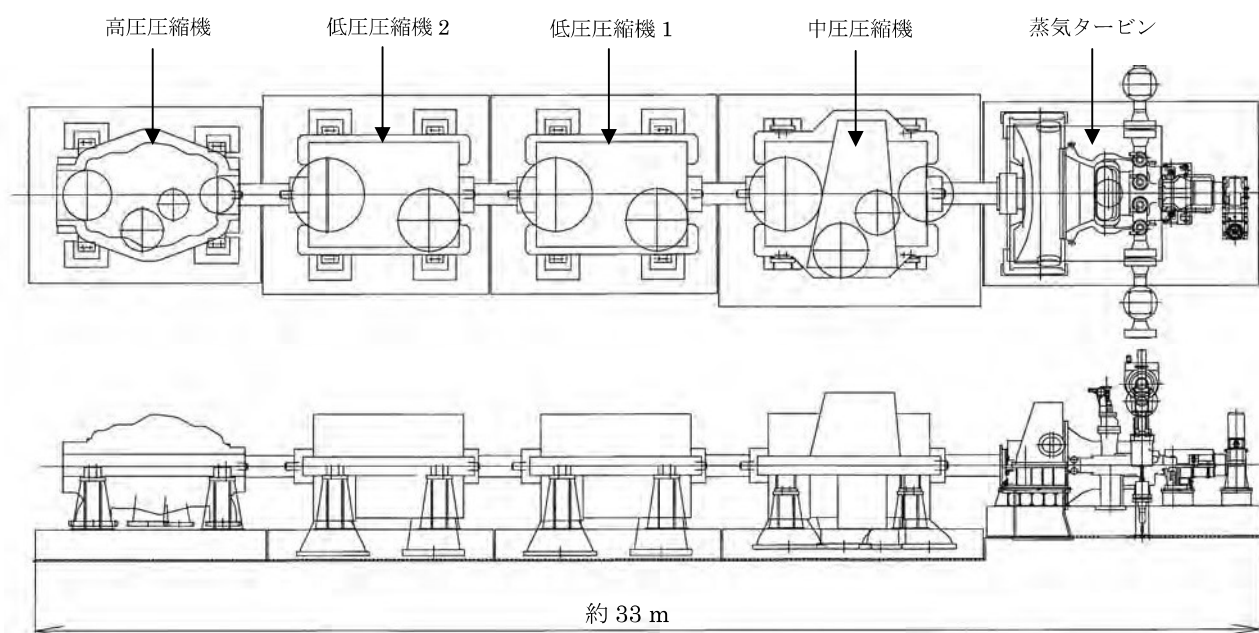


図6 チャージガス圧縮機トレン構成

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

宇宙航空研究開発機構の航空エンジン試験設備

西澤 敏雄^{*1}
NISHIZAWA Toshio

下平 一雄^{*2}
SHIMODAIRA Kazuo

仲田 靖^{*2}
NAKATA Yasushi

水野 拓哉^{*2}
MIZUNO Takuya

キーワード：試験設備 (Test Facility), ジェットエンジン (Jet Engine)

1. まえがき

宇宙航空研究開発機構（以下JAXA）の航空エンジン試験設備は、前身である航空技術研究所が昭和31年度から当時の航空技術審議会答申に基いて調布地区に整備した空気源設備、ガスタービン駆動圧縮機試験設備、タービン空力試験設備、円環型燃焼器試験設備など約20種類の試験設備に端を発する⁽¹⁾。これらの設備を用いた先行的な要素研究の成果は、我が国初の高バイパス比ターボファン（以下FJR）エンジンの設計に活用された。昭和50年度にはエンジン地上運転試験設備が完成し、FJRエンジンの各種性能試験を実施した。同時期に角田支所で行われた屋外試験設備は現在すでに無いが、これらの試験の成果を基に後のファンジェットSTOL実験機「飛鳥」の飛行試験が実現した。昭和53年度から始まった高効率ガスタービンの研究開発では、高圧燃焼試験設備など現在も稼動している試験設備が新設された。平成9年度から開始した次世代超音速実験機技術の研究開発では超音速エンジン試験設備を新たに整備し、ジェット実験機の設計に必要なターボジェットエンジンのデータを提供した。

平成15年度から始まったJAXAのクリーンエンジン技術の研究開発⁽²⁾では、我が国の航空エンジン企業が国際市場において優位な立場に立てるよう、経済産業省/新エネルギー産業技術総合開発機構（以下NEDO）の環境適合型小型航空機用エンジン研究開発⁽³⁾（以下エコエンジンプロジェクト）を技術支援する目的も合わせて、先行的な研究開発を行うとともに、JAXAの試験設備をプロジェクト参画企業に供用して評価試験などを実施している。

JAXAの航空エンジン試験設備については、エンジンメーカーだけでなく大学やエアライン出身の有識者に参加頂いた航空エンジン技術研究検討分科会を組織し、エコエンジンプロジェクトなどの状況を踏まえた整備計画等

の提言が答申として纏められた。同答申では、先進要素技術のTRL（Technical Readiness Level）を向上し、エンジンシステムとしての実証試験に不可欠であり、かつ民間だけでは整備が困難な大型試験設備の整備が期待され、整備すべき設備として具体的に提言されている。以下に述べる設備は、この数年間の間に提言に沿って既存設備を優先的に改修整備したものであり、民間企業の供用試験を実施するなど今日の活動に至っている。なお、計測技術については文献(4)を参照頂きたい。

2. 試験設備の概要

2.1 高温高圧燃焼試験設備⁽⁵⁾

航空推進7号館に設置された高温高圧燃焼試験設備は、我が国唯一の高温高圧で連続燃焼試験が可能な設備として、ムーンライトプロジェクトの高効率ガスタービン高圧燃焼器開発支援のために1983年に設置された設備で、当初、高圧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年と2000年に、中圧系と高圧系に空気加熱器の増設を行なった。2005年にはエコエンジンプロジェクトへの対応や将来エンジンの燃焼器の開発・性能評価に対応するため、高圧B系と呼称する試験系の増設と燃料供給系の改修等を実施した。

本設備は図1に示す系統図のように、低圧および高圧空気圧縮機から供給される最高圧力5MPa、最大流量4 kg/sの高圧空気を試験圧力・流量別の高圧A系、高圧B系、中圧系の3系統の燃焼試験系に供給する。それぞれの系統はサイリスタ制御の電熱線加熱方式空気加熱器を備え、空気の組成を変えずに高温高圧の供試空気を精度良く供給した燃焼試験を行えるのが特徴である。

また、各種のガスタービン燃焼器の試験が可能となるよう、灯油、天然ガス、水素ガスの3種を供給する燃料供給装置を備えている。

高圧A系は730kW空気加熱器を備え、圧力5MPa、空気温度1000K、流量1.3kg/s（@1000K）、最高出口ガス

原稿受付 2009年12月4日

*1 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

*2 ジェットエンジン技術研究センター

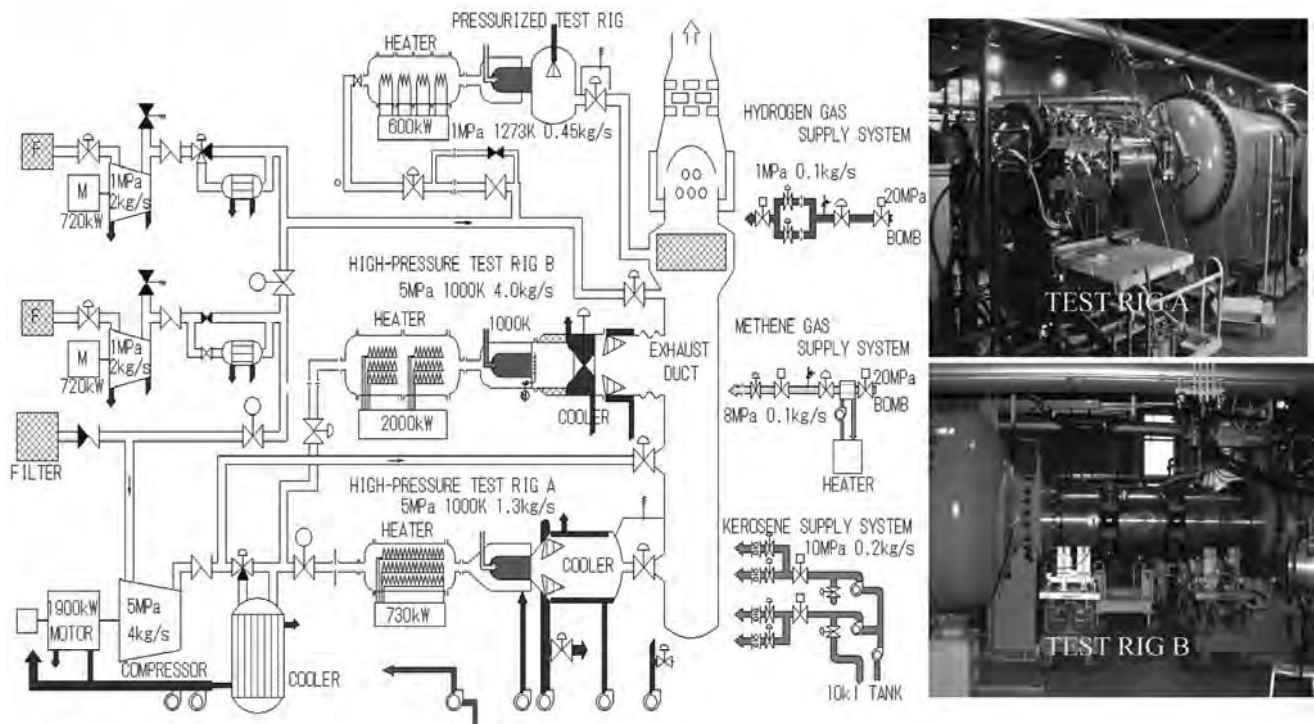


図1 高温高圧燃焼試験設備系統図

温度1673Kまでの灯油、天然ガスの燃焼試験が実施できる。現在、高温高圧での材料評価試験が行えるよう、供試部と冷却空気系の改修工事を実施しており、完成は平成22年3月末を予定している。

高圧B系は2000kW空気加熱器を備え、圧力5MPa、空気温度1000K、流量4.0kg/s (@1000K)、出口ガス温度2000Kまでの灯油、天然ガスの燃焼試験が実施できる。燃料ノズルを複数個備えた扇形燃焼器模型の出口ガス温度と排気ガス濃度分布の計測を行うトラバース装置を備えている。トラバース角度範囲は頂点0度位置から±50度で精度は±0.5度以内、速度は0.5度/secであり、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計測角度をずらして取り付け、同時計測を行う。低NO_x燃焼器開発に重要な燃焼器内部の火炎の観察記録と光学計測が可能のように、供試部下流には水冷CCDカメラ座を、長さ800mm内径600mmの高圧供試ケーシングには光学計測窓の座（窓径50～80mm）を複数個設けている。

中圧系は600kW空気加熱器を備え大気圧～1MPa、空気温度1273K、流量0.45kg/s (@1273K) で灯油、天然ガス、水素ガスの燃焼試験が実施できる。供試燃焼器の排気ガスを大気圧まで減圧して排気ガス濃度分析計に送り、NO、NO_x、THC、CO、CO₂、O₂の6成分が連続分析できる。また、ICAO基準に従った排煙濃度計を備えている。燃料供給系として、灯油については吐出圧力10MPa、流量0.1kg/sの高圧ポンプ2台と7系統の流量制御計測器を備えている。天然ガスについては15MPa、420m³カードルから減圧し、圧力8MPa、流量0.1kg/sで

供給し、水素ガスについては圧力1MPa、流量0.1kg/sで供給する制御計測系を備えている。

2.2 環状燃焼器試験設備⁶⁾

航空推進6号館に設置された環状燃焼器試験設備は、エンジン作動条件に相当する高圧高温の空気を環状燃焼器に連続供給し、実機開発向けの性能評価が可能な我が国唯一の高圧大流量試験設備である。本設備は、1975年に日本初のターボファンエンジンFJR710の開発支援用に日本最大の環状燃焼器試験設備として誕生し、STOL実験機「飛鳥」の飛行試験にも貢献した。その旧設備を、エコエンジンプロジェクトへの対応や将来エンジンの燃焼器開発・性能評価に対応するため、2007年に計測能力の強化を図った拡充整備を実施した。

本設備は、低圧および高圧空気圧縮機からの空気を用い、常圧常温近傍から入口空気圧力2.0MPa、空気温度753K、空気流量20.5kg/s、出口ガス温度2000Kまでの試験条件で連続燃焼試験が可能である。将来、低圧圧縮機等の増設が実施されれば、入口空気圧力2.5MPa、空気温度753K、空気流量25.0kg/sへ能力増強できるよう、配管強度や冷却装置等が設計製作されている。

燃焼器試験部外観を図2に示す。試験部は上流側から整流ダクト、供試燃焼器ケーシング、後部冷却ダクト、圧力調整弁からなり、供試燃焼器ケーシングにはインナーケーシングとそれを支えるストラット、燃焼器入口ディフューザと環状燃焼器ライナが納まっている。供試燃焼器ケーシングは長さ791mm、内径690mmで、燃焼器ケーシング後端には燃焼器出口全周の詳細な温度分布と



図2 環状燃焼器試験部

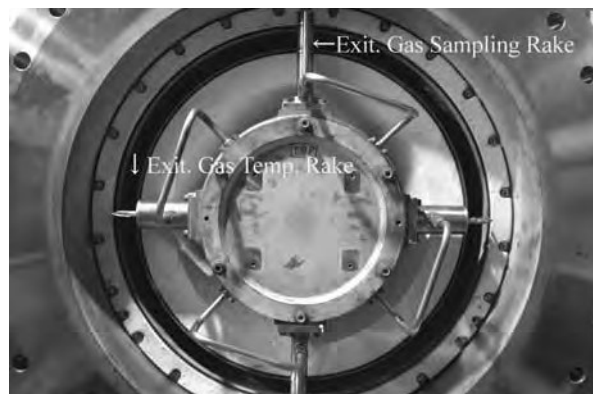


図3 排ガス採取・温度計測トラバース装置

ガス濃度分布の計測が行えるよう、ガス採取管と温度計のトラバース装置を備え、実機燃焼器と同様のストラット後流や計測センサー後流で生じる空気流の偏り、燃料ノズル個体差によるNO_x排出量の増加や火炎の不安定等の現象を計測可能とした。

トラバース装置は整流ダクト上流端に固定され、その駆動軸は燃焼器ケーシングを貫通し、燃焼器出口に取付けた出口温度計と出口全圧/排ガス採取プローブを周方向に駆動する。軸駆動にはステッピングモータを用い、回転角度範囲は±185deg、速度6deg/sec、精度±0.5degで、データ収録用計算機から制御される。燃焼器出口プローブ取付位置は、5点式排気ガス採取/出口全圧プローブが後視0 degと180 deg位置に2本、楕形5点式JIS B熱電対が90degと270degに2本である。その取付状況を図3に示す。

トラバース装置からの排ガスを集合し大気圧まで減圧して排気ガス濃度分析計に送り、NO、NO_x、HC、CO、CO₂、O₂の6成分が連続分析できる。ICAO基準に従った排煙濃度計も備えている。燃焼器ケーシング下流の後部冷却ダクトには計3基の工業用硬性鏡とCCDカメラを石英窓のついた水冷2重管に納めて取付け、燃焼器内部を後方より常時観察記録している。これにより逆火や局所加熱、振動燃焼の状況を常時観察記録し、早期の対処や事後の解析が行える。

燃料はJET A-1であり、30kℓ地下タンクから供給圧力0.35～7.1MPa、最大流量0.6kg/sの無脈動プランジャ式昇圧ポンプ2台を1台のインバータ制御電動機で駆動して供給し、3系統の燃料流量制御計測器を設けている。燃料噴射の周方向ステージングを行えるよう16系統の燃料遮断弁と燃料配管内を窒素パージする機構を備えている。燃焼試験部は、試験騒音が外部に極力漏れないよう、半地下のテストセル内に試験部を設置している。排ガスは減圧後洗浄塔で水を噴霧冷却洗浄し、高さ30mの排気塔から排出する構造としている。

2.3 地上エンジン運転試験設備⁽⁷⁾

地上エンジン運転試験設備は、昭和51年（1976年）

に、FJRの開発を目的に建設された。その後、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）で開発された技術実証エンジン（ESPRターボファンエンジン）を平成18年（2006年）にNEDOから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、大規模改修を平成18年度から19年度にかけて行い現在に到る。

本設備の仕様および基本構成を表1および図4に示す。本設備は推力50kN（約5t）レベルの高バイパス比ターボファンエンジンおよびその推力増強型を想定して設計され、最大100kNまでの運転が可能である。排気系統に冷却機能が無いため耐熱性による制限があるものの低バイパス比ターボファンおよびターボジェットエンジンの運転も可能である。性能、機能、耐久性、運用性および環境適合性等の各種試験が実施可能である。特に性能試験に関しては、大規模改修でエンジン室内の空気流れを

表1 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
	セル前方流速	25点
	連続ガス濃度	CO, CO ₂ , NO, NO _x , NO ₂ , O ₂ , THC
	排煙濃度	SAE ARP1179C(1997)適合計測機
	最大計測点数	2,000点
	サンプリングレート	20 Hz
データ集録、処理能力	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、スリップリングクレーント供給設備	

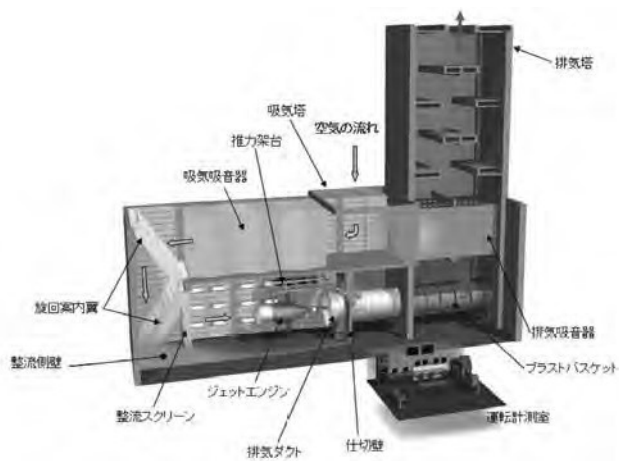


図4 地上エンジン運転試験設備の基本構成

大幅に改善しており商用国産エンジンの開発にも十分貢献できるレベルの試験が可能となった。本設備は、住宅地に近接しているため、半地下構造、吸排気流路の吸音器および空気流路壁面に張り巡らされた吸音パネル等により防音機能を強化し、敷地境界で規制基準以下の騒音レベルを維持している。

本設備は研究開発専用の試験設備として計測および監視機能の充実に重点を置いている。総計測点数は、現在、ESPRターボファンエンジンの運転に必要な計測項目、点数に対応し約790点であるが、今後想定される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、拡張性を持たせたシステム設計となっている。エンジン作動状態の監視は、運転制限のある多数の計測項目をグラフやデジタルで解りやすく表示したうえで自動警報機能により異常の迅速な検知が可能となっている。また、長年、監視者の負担が大きかった振動監視についても、リアルタイムでFFTやキャンベル解析を行い振動モード別の自動監視が可能なシステムを導入することで、監視の迅速化や確実性の向上が図られている。

現在、ESPRターボファンエンジンを用いてクリーンエンジン技術の研究開発におけるインテリジェント制御研究の試験を進めている（図5）。今後、試験を行いな



図5 ESPRターボエンジンの運転風景

がら運転試験設備としての性能機能も評価し、さらなる改善および多機能化を図っていく計画である。

2.4 高空性能運転試験設備⁸⁾

高空性能運転試験設備は、平成9年度から開始した次世代超音速実験機技術の研究開発と共に設計検討が開始され、平成13年3月に完成した設備である。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が可能である。

本設備の全体図を図6に、系統図を図7に示す。吸気消音塔から取り入れられた空気は流量計で計測され、試験条件に応じて空気加熱器により最大120℃まで加熱される。エンジン入口での圧力は吸気圧力調整弁により大気圧以下での設定が可能である。エンジンは直径2.5m、長さ6mの低压試験室内に搭載され、推力は推力架台により計測される。低压試験室内部の圧力は、下流にある4400kWの1軸多段型遠心式圧縮機（排風機）および低压試験室圧力調整弁によって設定され、1/4気圧まで減圧することが出来る。エンジンからの排気ガスは、排気冷却器内部で300m³/hのスプレー水を直接噴霧されることで冷却と同時に排気中に含まれる未燃燃料や煤煙等が除去され、排風機により大気圧まで昇圧された後、排気消音塔より大気へ放出される。

本設備の試験方法としては、ダイレクトコネクト方式とセミフリージェット方式の2通りが可能である。ダイレクトコネクト方式は図8に示す通り、設備から亜音速の空気を直接エンジンに供給し、エンジン本体の性能を試験する。設備側とエンジンの連結部に関してはダクト

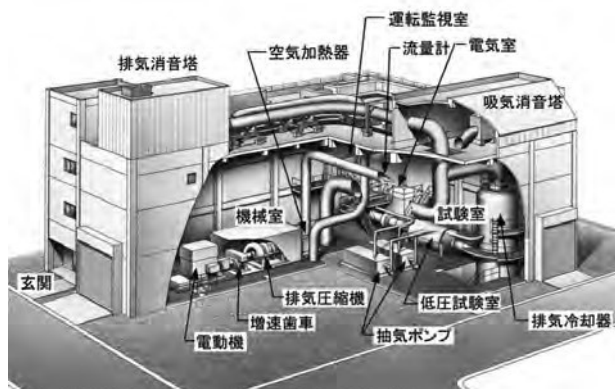


図6 高空性能運転試験設備全体図

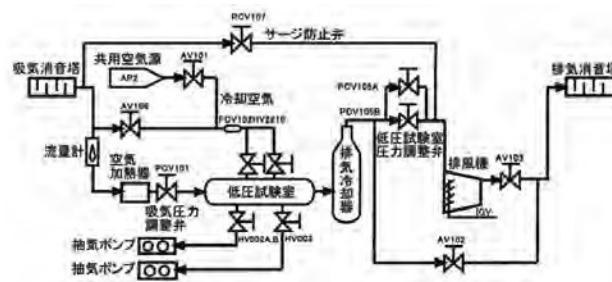


図7 高空性能運転試験設備系統図

を入れ子構造とし、シール材によりダクト内部の空気漏れを抑えるとともに、摩擦による推力ロスも最小限に抑える様に設計されている。セミフリーズジェット方式は図9に示す通りインテークとエンジンを統合した形態で試験する方式であり、インテーク上流に設置された超音速ノズルにより超音速の空気が供給される。

インテークとエンジンの統合形態で試験する場合、実際の飛行条件を模擬したフリーズジェットの中で運転することが最も理想的ではあるが、その様な試験は非常に大型な超音速風洞が必要となる。一方、セミフリーズジェットでは超音速ノズルと一体化したインテークを用い、空気流量とエンジン入口の関係を実際の飛行条件と等しくする。そのためインテーク内部流に関してはフリーズジェットと同等の特性を有することが可能となり、その上、大型な設備でなくても超音速飛行条件の試験が出来ると言う利点がある。

現在JAXAでは当該設備を使用し、小型の研究用エンジンをを用いたシステム制御試験および衝撃波制御試験が行われている。また、空気流量1～2kg/sをターゲットとしたインテーク・エンジン統合形態でのフリーズジェット試験についても検討中であり、今年度実施予定である。



図8 ダイレクトコネクト方式



図9 セミフリーズジェット方式

2.5 回転要素試験設備⁹⁾

回転要素試験設備はファン及び圧縮機の空力性能評価や作動限界、作動安定性などを評価するための要素試験設備である。JAXAでは当初、ファンや単段圧縮機を対象とする小型設備の整備を計画していたが、NEDOのエ

コエンジンプロジェクト側からの要請を受け、多段圧縮機の試験ができる最新設備を整備することとし、平成20年度に完成した。図10及び図11に本設備の主要構成及び外観を示す。

本設備は多段圧縮機を主対象とする高圧系と単段ファンなどを対象とする低圧系の2系統から構成され、それぞれの主要仕様は以下の通りである。高圧系は、最高空気流量が約20kg/sec、駆動装置は8MWの電動モータおよび最高回転数21500rpmの増速機から成る。高圧系の駆動源は若干の作業により逆回転させることも可能である。低圧系は、最高空気流量が約40kg/sec、駆動装置は2MW電動モータおよび最高回転数17424rpmの増速機から成る。これらの仕様は図12に示すように、国内外の圧縮機試験設備に比べてもトップクラスの能力を有していると考えられる¹⁰⁾。

駆動装置や試験供試体に対する潤滑装置の他、電動モータや潤滑装置の水冷機構および潤滑油シールおよび計装用の二次空気源などを有している。供試体作動空気は屋外大気を消音装置付の吸気塔から引き込み、排気は屋外へ排気消音塔から排出する。吸排気配管には微動粗動の弁類や緊急放風弁が設置され、これにより供試体の負荷を制御する。高圧系の試験室は、頑丈なコンクリート製の減圧室内まで空気配管で導いて行われ、大気圧条件だけでなく減圧条件の試験も可能である。設備の運転監視および供試体の性能計測は、同じ建屋内の計測室内

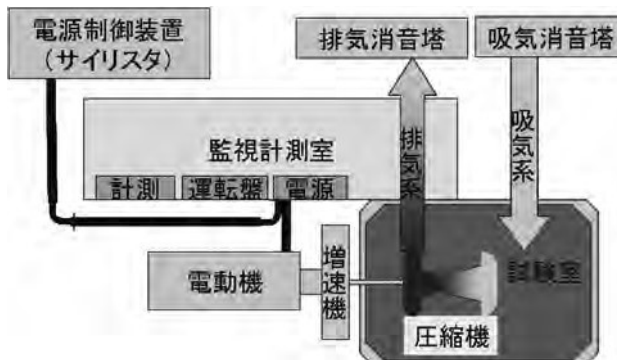


図10 回転要素試験設備主要構成

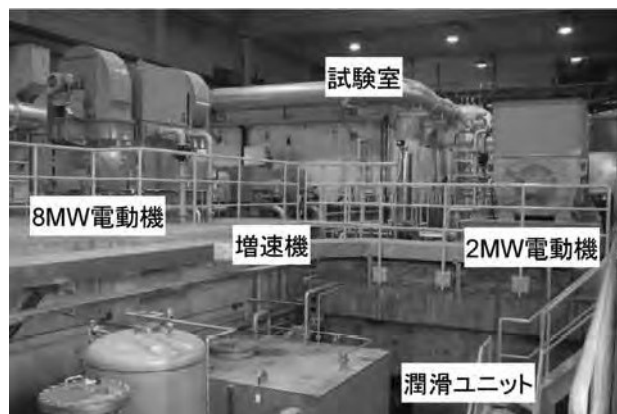


図11 回転要素試験設備外観

より行われ、監視計測に必要な機器については基本的な機器に加え、最新の機器を順次導入している。

JAXAでは本設備低圧系において独自設計の単段遷音速ファン試験機（図13）について性能試験を行うとともに、その計測データを用いてJAXAのCFD解析精度の詳細検証に向け準備を進めている。ファン動翼のフラッタ限界やファン騒音の上流ダクト伝播のCFD解析も進めており、これらの解析技術についても試験データによる検証を計画しているところである。

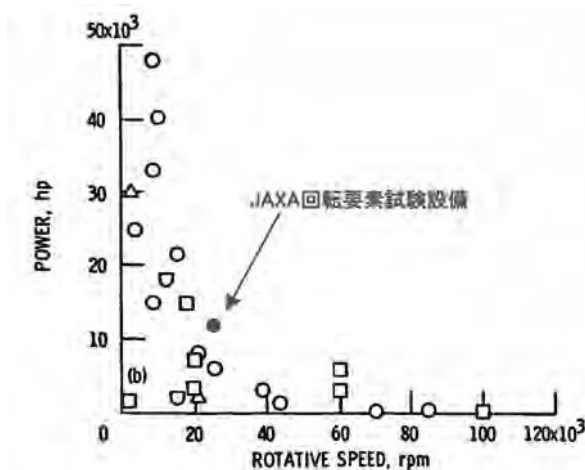


図12 国内外の圧縮機試験設備³⁰⁾

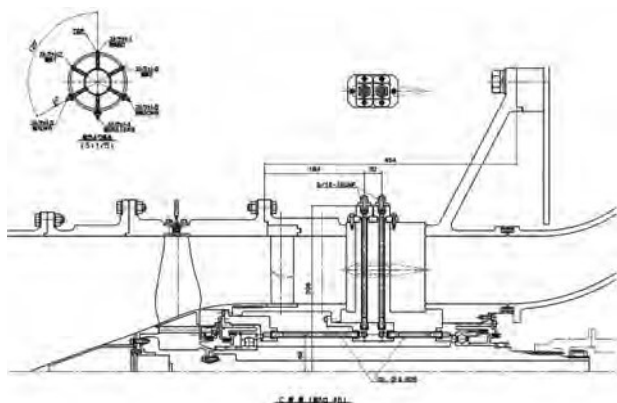


図13 単段遷音速ファン試験機

2.6 その他

JAXAでは先に述べた答申に従って目下、タービン翼等使用する新しい耐熱材料の健全性・耐久性をジェットエンジンの実機を模擬する環境で評価し、実機搭載に必要なデータを取得するための試験設備として、実エンジン環境材料試験設備の改修整備を進めている。エンジンの運転・停止に伴う加熱・冷却のサイクルを模擬する

高温度落差バーナーによる材料・コーティング試験装置およびタービン入口と同等の燃焼ガス中で耐熱材料の耐久性評価を行う高温・高圧燃焼雰囲気試験装置を新設する。材料評価の既存設備として、この他に高温翼列風洞や高温スピントスタなどを運用している。これらを活用した先進耐熱材料の性能評価により、サイクル温度の高温化やタービン冷却空気流量の削減による高効率化が期待できる。

3. あとがき

答申で提言されたが未整備の設備もあり、JAXAとして今後の課題であるが、我が国の航空エンジン産業が国際市場において更なる競争力を獲得するためには、欧米の三大メーカが市場を独占するエンジンサイズや高温部位への本格的参画を目指した更に広範な実証試験設備も必要となる。また、国産エンジン開発事業を行うことになれば、認証試験に用いる設備の整備も国として求められるであろう。

参考文献

- (1) 航空推進研究センター：航空エンジン研究50年の歩み、独立行政法人航空宇宙技術研究所、(2003)。
- (2) 二村尚夫、林茂：クリーンエンジン技術プロジェクトの概要、日本航空宇宙学会誌、第56巻第658号（2008）pp.287-290。
- (3) 藤村哲司、小見淳介、小型エコプロジェクト概要、日本航空宇宙学会、第47回航空原動機・宇宙推進講演会、(2007),pp.313-321。
- (4) 柳良二他：ジェットエンジン開発におけるJAXAでの計測技術、Engine Technology Review, Vol.1 No.4（2009）。
- (5) 下平一雄、山田秀志他：高温高圧年燃焼試験設備の拡充整備、JAXA-RM-05-007（2006）
- (6) 下平一雄、山田秀志他：環状燃焼器試験設備の拡充整備、第35回ガスタービン定期講演会講演論文集、pp309-312（2008）
- (7) 仲田靖、水野拓哉、田頭剛、高将治、二村尚夫、柳良二：地上エンジン運転試験設備の改修整備、宇宙航空研究開発機構研究開発資料、JAXA-RM-08-017
- (8) 水野拓哉，“超音速エンジン試験設備でセミフリージェット試験を実施” JAXA 総合技術研究本部『空と宙』No.7, ISSN 1349-5577, 2005年8月
- (9) 西澤敏雄、山根敬、福山佳孝、野崎理：クリーンエンジン技術プロジェクトにおけるCO2関連研究、日本航空宇宙学会誌、第57巻第661号（2009）,pp.48-53。
- (10) Penaranda, F.E., Aeronautical Facilities Assessment, NASA RP-1146, (1985)。

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

大型航空機エンジンランナップ向け消音ハンガー

里見 孝之^{*1}
SATOMI Takayuki

キーワード：エンジンランナップ，消音ハンガー，騒音，吸音，エンジンストール，サージ

1. まえがき

空港周辺における航空機騒音は、大きな社会問題となっている。この航空機騒音には、航空機が離着陸する際に発生するエンジン騒音に加え、航空機運行に欠かせない地上でのエンジン試運転騒音（ランナップ・ノイズ）がある。離着陸時の騒音対策は、エンジン本体そのものの対策が有効であるが、地上試運転時は消音施設によって空港周辺への騒音を制御することが可能である。

地上エンジン試運転騒音を抑制する消音施設には、要求消音性能や対応機種により各種形式がある。本稿では、多機種対応型の消音施設の中で最も高い消音性能を有する消音ハンガーを主に紹介する。

2. 地上エンジン試運転

地上エンジン試運転は、エンジン単体としてエンジン・テスト・セルで試運転された後に、航空機に実装される場合、またはエンジン部品交換などの整備を行った場合に飛行前に、メカニックがコックピットでエンジンの運転を行いその性能を確認する作業である。試運転では、アイドルパワーからテイクオフパワーまで運転され、逆噴射作動試験なども実施される。試運転時間は、整備レベルで要求される試運転内容がこととなるが、本稿で紹介する消音ハンガーでは平均1時間前後で、3時間程度に及ぶこともある。

この地上エンジン試運転の実施時間帯は、消音施設を有しない空港やある程度の性能を有する消音施設を使用する空港でも、国内外ともおおむね6：00～22：00に試運転が制限されるのが一般的である。しかしながら、夜間・早朝にエンジン試運転を行い、運行させる要求もあり、その場合には高い消音性能を有する消音施設が必要となる。

また、屋外での地上エンジン試運転では、風向・風速の影響を受ける場合が多く試運転時間が長くなる傾向がある。さらに、後述する各種消音施設でも多機種にわたり全ての風向に対応できるのは少ないのが実状である。

さらに、航空機の大型化・エンジンの大型化などによ

り、設置した消音施設を今後更新していくことも、空港周辺の騒音対策として必要になってきている。

3. 消音施設の型式

試運転場の機能としては騒音規制の問題が無い場合は、図1に示すように、消音装置は置かず、機体後方にエンジンの排気流を上方に偏向するプラストフェンスを設置するのが一般的である。対応する風向を拡大するためにプラストフェンスを回転走行式にしている実例がオーストラリアにある。

消音機能が必要な場合に適用される施設の形式は、簡便なものから本格的なものまで数多くある。川崎重工業株が1975年以降に防衛省に納入した消音施設は、消音性能が高い形式に限定されており、エンジン・エンクロージャー型式（図2a）、排気ダクトあるいは排気塔が装備された消音ハンガー型式（図2b、c）がある。これらの形式では、機体固有の専用施設であり、多機種に兼用できる航空機種類には制約がある。

民間空港では、B777、B767、B747、B737、MD11、DC10、A320などの多機種に対応できる施設が必要であり、この多機種対応施設としてはダクト形式とフェンス形式、およびその複合形式などがある（図3）。しかし、ダクト式では機種ごとにダクトが必要であり、機種の制約がある。フェンス式では、機種の制約は少ないが、消音性能・対応風向などが限定される。また、これらの施設では、対応できる風向に制約がある。海外では、GRE（Grond Run-up Encloser）として数多く建設されている。また、ドイツのデュッセルドルフ空港、ミュン



図1 屋外ランナップ場（プラストフェンス）

原稿受付 2009年11月19日

*1 川崎重工業株

〒675-0180 兵庫県加古郡播磨町新島8



(a)エンジン・エンクロジャー型 (C1向け)

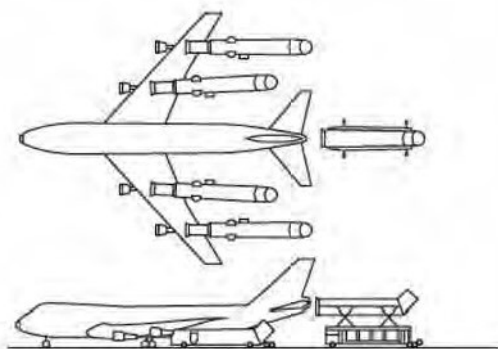


(b)消音ハンガー型式 (側面吸気：T4向け)



(c)消音ハンガー型式 (上方吸気，排気ダクト：E767向け)

図2 防衛省向け各種消音施設



(a)ダクト型



(b)フェンス型

図3 民間空港向け各種消音施設



図4 成田国際空港 消音ハンガー

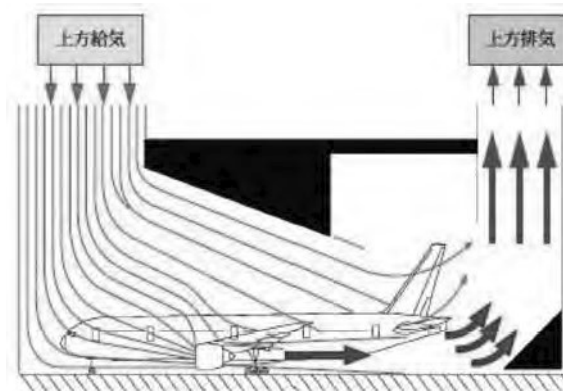


図5 成田国際空港 消音ハンガーの設計概念

表1 消音ハンガーの特長

	特長
操作性	・多機種対応のランナップが可能。 ・ダクト+フェンス式のような準備作業が不要。
安全性	・地上での監視が監視室で可能。 ・圧力変動，排気ガスによる強制振動等に十分な強度を有する。
消音性能	・高い消音性能を有する。 ・超低周波音を抑制する。
空力性能	・全風向に対して，ランナップができる。 ・エンジントール，サージが発生しない。
運用性	・24時間の運用が可能である。 ・LAN回線でランナップ予約がなされ，施設が効率的利用される。

ヘン空港，ハンブルグ空港には，多機種対応型の消音ハンガーが存在するが，超低周波音を含む消音性能，対応風向などに制約がある。

4. 成田国際空港の消音ハンガーについて

成田国際空港では、開港当初より図1に示すブラストフェンス型の屋外ランナップ場を南風時に運用時間を制限して使用し、ダクト+フェンス型のランナップ消音消音施設を北風時に使用していた。

空港の離発着回数の増大、南風時の稼働率の向上などを目的として、高性能の消音施設が計画された。川崎重工業㈱は、高い消音性能を有し、かつ風向風速の影響を最小限に抑えた稼働率の高い全天候型の「地上エンジン試運転向け消音ハンガー」を2001年3月に成田国際空港に納入した(図4)⁽¹⁾⁽²⁾。この「消音ハンガー」の基本的特長を表1に示す。

この施設は、高い消音性能と全風向対応能力及び超低周波音を抑制することを実現することが要求仕様であり、その仕様を満足するため、図5に示すように上方より空気を取り入れ、上方へ排気を吹き出す型式(上方吸気・上方排気方式)を採用している。本消音ハンガーの設計上重要なことは、エンジン運転を可能とする空力性能と騒音規制を満足する高い消音性能および耐振設計(疲労設計)である。

4.1 空力性能

エンジン試運転消音施設では、エンジンに向かう気流の方向・乱れなどの影響を受け、エンジン加速中にエンジンストール・サージなどが発生して、所定のエンジン運転ができなくなることがある(屋外ランナップでも逆風、横風、斜風時では、エンジンストール・サージは発生する)。各種消音施設では、消音性能以上にこの空力性能が大きな問題になることが多く消音施設の重要なファクターである。本消音ハンガーではこの事象が発生しないように種々の工夫とその技術検証を行い、風速25ノット以下の全風向でエンジンランナップができる空力性能を実現している。

(1) 構成(図5)

- ①ハンガー空気取り入れ口(吸気口)の廻りにフェンスを設け、風の乱れを低減している。
- ②ハンガー吸気口下にスクリーンを有した偏向板を設けている。



図5 消音ハンガー内観

- ③排気ガスがスムーズに上方へ排気できるように、排気流路を流線形にしている。

(2) 検証

風洞実験、CFD解析などを多角的に行い、空力性能の定量的に予測を行い、屋外試運転と同等の空力性能が実現できることを確認した。

① 風洞実験

1/75, 1/50, 1/40模型(図6)を使用し全圧分布、流入角度などに着目して、風洞実験を行い、各実験で消音ハンガーの所定性能を評価検証した、特に、1/40模型実験では、エンジンカウル内の空気流れにも言及し、エンジン運転性能を検証した。

② エンジン・ダイナミック・シミュレーション

エンジンに吸い込まれる気流に乱れがあるとき、エンジンがどのように制御され、その結果どのような挙動を示すのかを解明するために、1/40風洞実験で得られたエンジンファン面の圧力変動を入力条件として、エンジン・ダイナミック・シミュレーションを行いエン



図6 空力実験

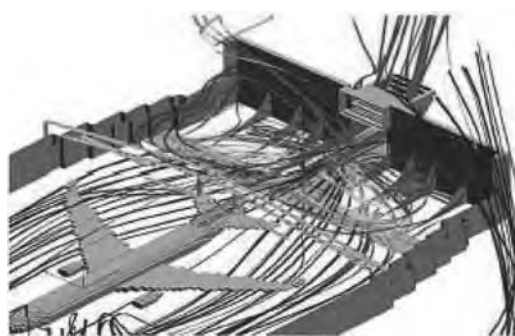


図7 CFD解析



図8 実機試験

ジン回転数の変動などを確認した。

③ CFD解析 (図7)

数値流体解析を実施し、速度ベクトル、気流渦度、排気ガスの逆流域、流線などの諸解析結果を多角的に分析評価した。

④ 実機検証 (図8)

実機試験では、タフト、シャボン玉、速度計ほかを使用して、空気流れを可視化し実機検証を実施した。

4.2 消音性能

騒音規制境界付近において騒音を60dB(A)以下に抑えるために、消音施設は航空機全体を覆うハンガータイプとし、騒音を上方に発散させるために、上方吸気・上方排気を採用している。

(1) 構成

- ①ハンガー内側は全て吸音材で覆われた吸音構造であり、屋根・外壁および扉部には空気層を取り入れた遮音構造としている。
- ②屋根吸気口は、セル形吸音装置を設け、上方吸気による騒音を上方向に放射・拡散させて、地上での騒音を低減している。
- ③排気部は高温・高速の排気噴流を大気層を利用して消音し、上方排気とすることで騒音を上方向に放射・拡散させ、地上での騒音レベルを低減し、かつ超低周波音も抑制している。

(2) 検証

シュミレーション (室内音場解析, 吸排気消音性能解析, 騒音伝播解析), 模型実験 (吸排気消音性能予測模型実験, 天井・壁の遮音性能実験), 実機測定 (排気消音性能測定, 総合消音性能測定, 機体表面音圧測定) を実施した。図9, 図10に騒音伝播解析例と実機ハンガー内計測の様子を示す。

4.3 運用

成田国際空港に設置した消音ハンガーの騒音性能, 使用実績, 納入時点からの機種変動に対する対応などについては, 参考文献(3)に詳しく述べられているが, 簡潔に



図9 騒音伝播解析例



図10 実機計測

一部を引用する。

① 騒音測定結果

最大騒音レベル, 等価騒音レベルとも消音ハンガー運用開始後減少傾向にあり, エンジン試運転に伴い発生する騒音が空港周辺に及ぶ影響は少なくなってきたおり, 地上騒音に対する低減効果は大きい。

② 運用実績

平成18年度1年間でほとんどのエンジン試運転 (約96%) が消音ハンガーで実施されている。(1日当たり平均3.7回試運転実施)

③ 機種増大への対応

GE90-94Bを装備したB777-200ERは80%N1までの運転, エンジンGE90-115Bを装備したB777-300ERでは60%N1までの運転制限となっている。このため, 空港内に新たにブラストフェンス形式のエンジンランナップ場を設け, 時間制限運用を行っている。またA380, B747-8などは規模的に消音ハンガーに収容できないので, 次なる消音施設の検討が必要である。

5. まとめ

航空機の地上エンジンランナップ向け消音ハンガーは航空機の国内開発, 国外開発 (B787, A350ほか) に併せ, これからも必要な施設である。必要消音性能に応じた消音施設形式を選択するのは当然であるが, 今回開発納入した消音ハンガーは多機種兼用形消音ハンガーとしては, 世界に類を見ない高性能な消音施設である。川崎重工業(株)は, 航空機・エンジンの大型化にあわせ, 本消音ハンガー施設のグレードアップを図る。

参考文献

- (1) 「ノイズ・リダクション・ハンガーについて」, 航空技術, No.560 (2001) pp.14-17
- (2) 里見孝之, 友野達夫, 桶田貴夫, 今井博和, 山田勝久, 織田光秋, 吉田秀則, 「大型航空用エンジンテスト・消音ハンガー」, 川崎重工技報・157号 2005年1月, pp.32-35
- (3) 尾形三郎, 「成田空港における格納庫型エンジン試運転施設設置に騒音低減」, 騒音制御: Vol.32, No.2 (2008) pp.128-132

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

航空機地上試運転用大型防音壁

井上 保雄^{*1}
INOUE Yasuo

笹館 莊一郎^{*1}
SASADATE Soichiro

宮崎 哲也^{*1}
MIYAZAKI Tetuya

河合 理文^{*2}
KAWAI Masafumi

永井 清之^{*2}
NAGAI Kiyoyuki

児玉 秀和^{*3}
KODAMA Hidekazu

キーワード：航空機（Aircraft）、試運転（Run-up Test）、騒音（Noise）、低周波音（Low Frequency Sound）、防音壁（Soundproof Barrier）、騒音低減施設（Noise Suppression Facility）、空力特性（Aero-dynamic Characteristics）

1. はじめに

空港や基地における騒音問題は1) 航空機離着陸時の騒音、2) 航空機地上試運転時の騒音、3) エンジン試運転時の騒音に分けられる。1) は離陸して一定の高度に達する間、あるいは着陸時に航空機から発生する騒音が周辺に及ぼす問題である。2) は航空機の点検、整備のためエンジンを機体に装着した状態で試運転する際に発生する騒音が空港周辺に及ぼす問題である。3) はエンジンのオーバーホール後、エンジン単体で試運転を行なう場合の騒音問題である。

離着陸時の騒音については運行（飛行コース、時間）の工夫、地上試運転については防音施設の設置などの対応が実施されている。

なお、航空機自身（エンジン含む）の低騒音化、防音林などの空港基本構成あるいは住宅防音など受音側対策は全体に係わる場所である。

本稿では試運転施設の種類、航空機地上試運転用大型防音の概容を紹介する。

2. 試運転施設の種類⁽¹⁾

2.1 機体用施設⁽²⁾

航空機地上試運転施設は下記に大別される。状況に応じて適切な型式の施設が選定される。

(1) フェンス型（防音壁）

機体の周りを防音壁で囲うもので、部分的に囲うものから全周を囲うものまで、また、防音壁の高さも様々である。ジェット機用、プロペラ機用があり、特にジェット機用はエンジン前方の空気流れ、排気ガスの壁外への

排出等に配慮し設計される⁽³⁾⁽⁴⁾。

(2) ダクト型およびダクト・フェンス型

主な騒音源であるジェットエンジンの排気音を低減するため、エンジン排気口に吸音ダクトを設置するものをダクト型、これに防音壁を併用するものをダクト・フェンス型と呼んでいる。

(3) セミハンガ型

航空機のジェットエンジン排気側を防音建屋に入れるものである。建屋は排気ダクト、プラストサプレッサ、建屋吸・排気消音器等から構成される。高温の排気ガスは吸気消音器を介して建屋に取り込まれる空気と、排気ダクト付帯のノズルから噴射される冷却水により、冷やされる。

(4) ハンガ型（ハッシュハウス）

機体全体を防音建屋の中に入れるものである。機体の出し入れは防音扉の開閉によって行なわれる。設計に当っては音響、空熱、構造、疲労など総合的な検討が必要になる⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

2.2 エンジン用施設

航空機用ジェットエンジンは、定められた運転時間あるいはトラブル発生時には機体から降ろされ、点検・整備後、試運転を行い、異常の無いことを確認後、機体に搭載、運航される。エンジンの試運転が深夜、早朝に及ぶこともあり、周辺地域で騒音が問題になることもある。

一般に、エンジン試運転施設は1) 防音建屋、2) 吸・排気消音器、3) 運転補助器材（エンジン架台、計測・制御装置、燃料供給装置等）、4) 付属設備（冷却水供給装置、消火設備、照明設備等）から構成される。運転員は観測窓あるいはカメラ映像によりエンジンの状態を監視、操作パネルの計器を見ながら、所定のスケジュールに従って、エンジンを遠隔操作する。

原稿受付 2009年11月18日

* 1 (株)アイ・エス・シー・エンジニアリング 環境技術部
〒169-0073 新宿区百人町1-15-18

* 2 (株)IHI 基盤技術研究所
〒235-8501 横浜市磯子区新中原町1

* 3 (株)IHI 航空宇宙事業本部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

3. 航空機地上試運転用大型防音壁

紹介する大型防音壁の設置経緯は次の通りである。我が国の中枢空港の一つである大阪国際空港は、航空機整備基地としての性格から日常的（年間200回超）に航空機点検・整備後の試運転が実施されていた。このような状況下で周辺住民の防音施設改善要望、従来施設の老朽化等により本施設が整備されたものである。

ここでは、基本計画から性能確認まで一連の流れを説明する。

3.1 施設型式選定と基本形状決定

3.1.1 設計条件と仕様

施設計画に当たっての条件と仕様の概要を下記に示す。

(1) 対象航空機、運転モード、気象条件等

i) 対象航空機

航空機型式B767-300（エンジン型式：CF6-80C2B2）、B747SR-100（CF6-45A2）、B777-300（PW4090）など音響調査対象6機種、空力調査対象35機種とする。

ii) 運転モード

対象エンジン：Take Offパワー、他エンジン：バランスパワーとする。

iii) 気象条件（風向・風速）

5年間の空港風況頻度（WIND COVERAGE）による。

(2) 性能

i) 音響性能

航空機試運転時に発生する騒音が空港用地境界で概ね70dBを満たす。低周波音についても十分に配慮する。

ii) 空力性能（運用効率）

航空機メンテナンスマニュアル記載（オープンエア）の条件と同等の運用が可能である。防音壁によって生じる風の乱れ、エンジン排気流のリサーキュレーション等が試運転に悪影響を及ぼさない。

その他、運用に当たっての操作性、施設維持、建設費等に配慮する。

3.1.2 施設型式の選定

初期の段階でハンガ型、フェンス型を候補に夫々、得失を比較検討、両型式共に所定の仕様（音響・空熱・操作性等）を満たすことが可能と判断、最終的には運用の容易さ、初期および維持面のコストメリットからフェンス型を採用した。

3.1.3 基本形状と仕様

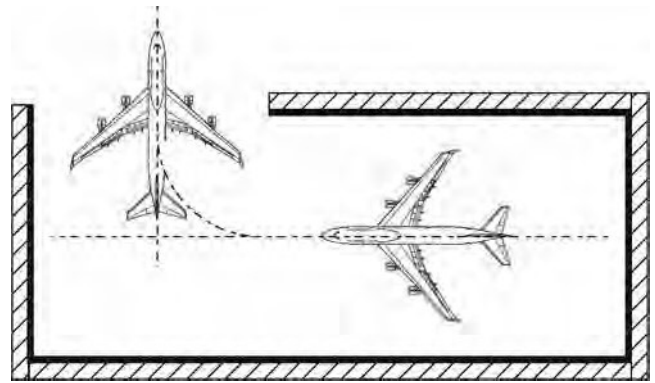
(1) 基本形状の決定

防音壁は機体を四方から囲んで使用するものであるが、航空機の出入りが容易でなくてはならない。この場合、下記が考えられる（図1）。

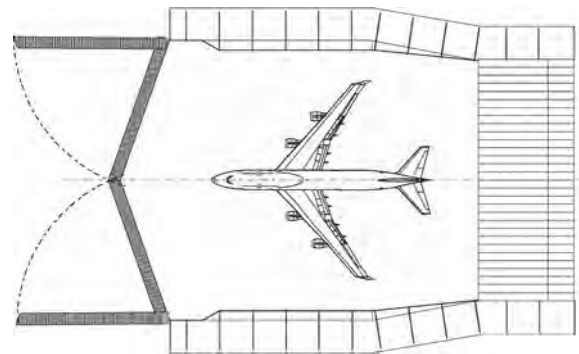
i) 防音壁の一部をなくし、固定式の出入口にする。

ii) 防音壁の一部に可動扉を設け、出入口にする。

音響的には両者ともに形状を工夫することにより、仕

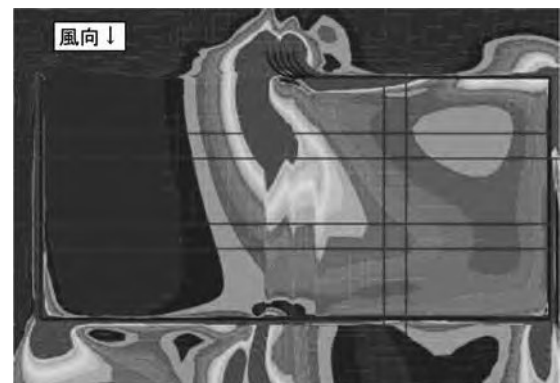


(1/2) 固定壁式



(2/2) 可動扉式

図1 (1/2, 2/2) 基本形状の比較（概念図）



(1/2) 固定壁式



(2/2) 可動扉式

図2 (1/2, 2/2) 横風時の渦度分布

様を満たすことが出来る。

一方、空力的には両者に大きな相違がある。固定壁式は側方に壁面の端部が存在し、側方から風を受けた場合、この端部から大規模な剥離渦が発生し、エンジンに到達する恐れがある。CFD (Computational Fluid Dynamics) 検討の結果、端部に種々の低減策（穴あき円弧など）を施しても避けられないことが判った。可動扉式では側壁の高さを緩やかに変化させることで渦を回避できる（図2）。この結果を基に検討、可動扉方式を採用した。

(2) 防音壁の基本仕様

防音壁各部位の基本仕様は下記検討により決定した。

表1 防音壁の基本仕様検討

仕様	検討手段
i 防音壁・可動扉の高さ、遮音量・吸音率	防音壁内部・外部（周辺地域含む）の音響解析・シミュレーション
ii 防音壁幅（施設幅）	設計基準（機体と壁面クリアランス）
iii 防音壁長さ（施設長さ）	CFD, 模型試験による空熱検討等（エンジンと可動扉・偏向板間の距離）
iv 防音壁端部・偏向板・可動扉形状	音響解析・シミュレーション, CFD, 模型試験
v 遮音・吸音材料	材料比較（音響性能・物性・施工性・環境負荷・費用など）
vi 全体構造	施工性、費用
vii 最終形状で音響・空熱性能確認	音響シミュレーション, CFD, 模型試験

4. 音響設計

対象航空機、運転モード毎に音響解析、音響シミュレーションを実施、仕様を決めた。

(1) 音源のモデル化

ジェットエンジンから放射される騒音は斜め後方が大きく、低周波音成分の割合も前方と比べ後方が大きい。エンジンの騒音指向特性を調査、このデータを基にエンジン毎、周波数毎に指向性を持った独自のシミュレーション用音源モデルを作成した。

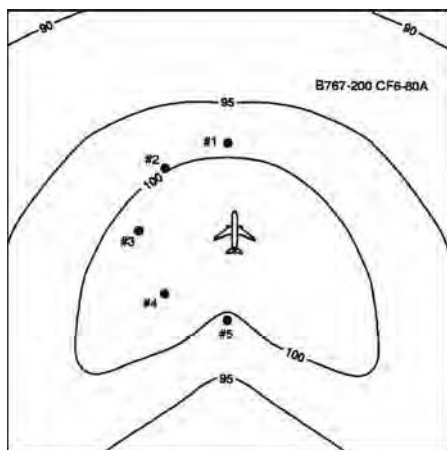


図3 ジェットエンジンの音響モデル（単位：dB）

(2) 音響シミュレーションと防音壁のモデル化

騒音の伝搬過程における減衰は距離、指向性、遮蔽物、超過減衰（大気吸収、地表面吸収）を考慮した。上記(1)項の音源モデル化及び伝搬予測手法の妥当性を検証するため、既設防音壁にてエンジンテストを実施、予測値と実測値を比較した。その結果、両者は良い一致を示し、モデル化、手法の妥当性が検証された。

(3) 音響シミュレーション

音源モデルを機体の位置に配置、各計算点までの減衰量を計算、到達騒音レベルを求める。また、防音壁自身・可動扉放射音の影響も計算する⁽⁷⁾。

i) ジェットエンジンの音源モデル化

ii) 防音壁内の音圧分布

有限要素法による音圧上昇（壁の反射音）の把握

iii) 防音壁、可動扉部放射音

壁内側の音圧レベルから透過損失を考慮、各部位の放射音を算出、可動扉（整流・吸音スリット）部については消音器の減音量を考慮、放射音を算出

iv) 音源と遮蔽物

・音源：航空機（ジェットエンジン指向性音源）

・音源：防音壁構成面の放射（矩形面音源）

・音源：可動扉の放射（矩形面音源）

・遮蔽：周辺格納庫・ビル等構造物・防音壁構成部

v) 伝搬過程の減衰

減衰量を決定する要因として下記を考慮した。

・距離減衰： ΔL_{ij}

・指向性による減衰： ΔD_{ij}

・障壁による回折損失： ΔR_{ij}

・超過減衰： ΔA_{ij}

（超過減衰として大気吸収と地表面吸収を考慮）

vi) レベルの計算

・音源個々の到達騒音レベル

受音点*i*に到達する音源*j*の騒音レベル L_{ij} は発生源近傍のレベル L_j から減衰を差引き求める。

$$L_{ij} = L_j - (\Delta L_{ij} + \Delta D_{ij} + \Delta R_{ij} + \Delta A_{ij})$$

・到達騒音レベル

受音点*i*における騒音レベル L_i は、各音源から到達する騒音レベル L_{ij} をすべての音源（ $j=1,2,\dots$ ）について加え合わせることで得られる。

$$L_i = 10 \times \log \left(\sum 10^{L_{ij}/10} \right)$$

上記の計算を各周波数（1オクターブバンド）毎に行い、オーバーオール値（騒音レベル）を求める。

vii) 騒音コンタマップの作成

受音点をメッシュ状に設け、それぞれの点における騒音レベルを基に同じレベルの点を結んだ等騒音レベル図（騒音コンタ図）を作成する。

(4) 設計根拠

上記検討により構成部材の遮音量、吸音率を決定した。遮音材料、吸音材料は本性能を満たす種々の材料を比較検討し、次ステップで選定した。なお、可動扉は防音効

果に空力的要素を加味して決めている。主に吸音板の厚みと空間は音響、形状は空力から、扉の高さは両面から検討して決めている。

表2 (1/2) 遮音・減音データ

注釈：上段は基本計画値，下段は材料選定後の試験値 単位：dB

項目 \ 周波数 (Hz)	63	125	250	500	1K	2K	4K	8K
壁壁、後部偏向板部	(26)	29	32	35	38	41	44	(47)
	—	34	38	44	53	60	67	—
可動扉部(サイレンサ構造)	10	15	18	21	21	18	13	12
	13	18	21	29	23	20	17	14

表2 (2/2) 吸音率データ

注釈：上段は基本計画値，下段は材料選定後の試験値 単位：なし

項目 \ 周波数 (Hz)	63	125	250	500	1K	2K	4K	8K
吸音処理部	(0.1)	0.2	0.7	0.7	0.7	0.7	0.7	(0.7)
	—	0.37	0.72	0.89	0.82	0.85	0.94	—
未処理部	(0.03)	0.04	0.05	0.06	0.06	0.07	0.09	(0.09)

(5) 防音壁内部の音場

航空機の機体表面における音圧レベルがオープンエアで運転した場合と比べて著しく大きくなると、音響疲労など機体にとって好ましくない。エンジン近傍の壁内側を主に吸音処理を行い、反射による音圧上昇を極力抑えている。有限要素法による音場解析では機体近傍の音圧レベルの上昇は0.4dB以下になっている。

(6) 空港用地境界および周辺地域に及ぼす影響

空港用地境界付近の騒音レベルは70dB以下と予測され、既存施設よりも大幅に改善される。

(7) 低周波音

低周波音は高温高速のジェット排気流がバイパスファン空気流を介して、外部の静止空気と混合する時に発生する渦あるいは構造物（偏向板）にジェット流が当たることによる流れの乱れ、共鳴、あるいは構造物の振動に起因して発生する可能性が想定された。CFD、模型試験、音響・構造解析等にて、航空機エンジンと偏向板間の距離（ジェット流の衝突速度）、偏向板傾斜角度等の最適化を図ることにより、発生要因を除去した。また、温度的にも材料の耐熱温度以下で、ジェット流もスムーズに防音壁外に排出されることを確認した。

5. 空力設計

ジェットエンジンは正面から一様な気流を吸込むことを前提としている。気流がエンジン軸線に対して角度を持つと吸込み面における全圧が一様でなくなり性能が低下する。著しい場合はエンジンストールを生じて運転できなくなる。防音壁の空力性能が良好であるということは、種々の外気条件、エンジン運転条件において良質な流入気流を提供できることである。

検討に当たり、各エンジンあるいは航空機のメンテナ

ンスマニュアル等を基に、エンジン流入気流に求められる要件を下記のように纏めた。

- i) エンジン直近の流入気流角度の設定
- ii) エンジン前方位置における気流の風向風速が各航空機の指定する制限以内
- iii) 非定常的な渦の到来などが無いこと、十分な流入気流が定常的に確保できること

CFD、模型試験によりエンジンが許容できる流入気流を検討、本防音壁の推定運用限界を決定した。

(1) エンジン直近の気流状態と防音壁長さ

防音壁長を決めるに当たり、CFDで当たりをつけ、風洞での模型試験で検討した。

試験は大型大気乱流風洞⁽⁸⁾（計測胴：24m（長さ）× 6m（幅）× 3m（高さ））にて、B747の1/50縮尺模型を用い、周辺的大型構造物も再現した（図4）。エンジン諸元はCF6-80C2を採用、吸気側、排気側それぞれに独立したブローを用いて所定の流量、運動量比の吸排気を実現した。流速はLDV（レーザドップラー流速計）で計測した。

エンジン流入気流が最も劣悪になるのは斜め前方からの風を受けた場合の第2エンジンであることが判明、この原因を探るため、煙を用いてエンジンに吸込まれる流れを観察した。その結果、可動扉を越えて風下側の防音壁に直接当たる気流が地面に吹き降ろされたのち、排気ジェットに引き寄せられて大きな機軸直角成分を持って第2エンジンに接近していることがわかった。防音壁を長くすることにより、風向がエンジン中心に収束し、乱れも小さくなる。変動角度が許容値を満たすためには、防音壁長さが185m必要なことが明らかになった。

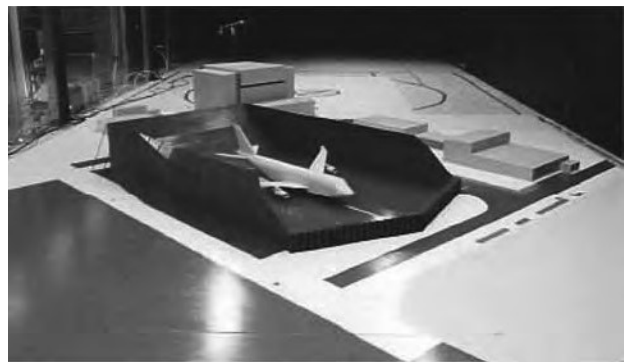


図4 模型試験の状況（斜め45° 模型配置）

(2) 防音壁内全体の気流状態

防音壁の形状、寸法が決定、壁内全体の気流の状態をCFDにより確認した。解析アルゴリズムはSIMPLE法、乱流モデルは標準 k-ε モデル、格子点数は約130万点である。風洞実験とCFDの整合性確認を行い、各ケースについて解析、検討した。

(3) 運用限界の推定

各風向について基準を満たす最大風速を運用限界風速

とした。この結果を全風向について整理，本防音壁の運用限界を推定した（図5）。なお，一部の機種でマニュアル記載のエンベロープを包括しない部位が見られたが，空港の風況頻度，機体の運用状況等から想定して，オープンエア同等の運用が可能と判断した。

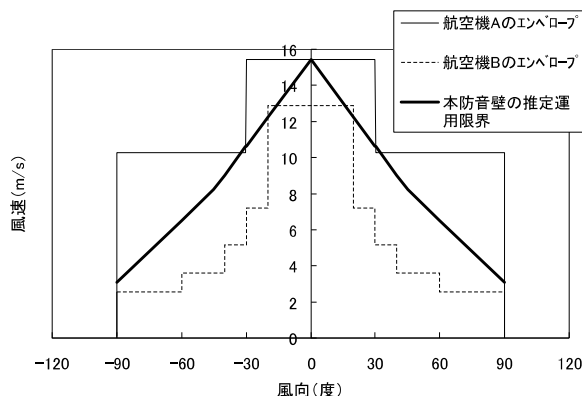


図5 防音壁の推定運用限界

6. 実施設計

6.1 防音壁

6.1.1 遮音・吸音材料

(1) 遮音・吸音材料候補

i) 遮音材料

ALC板，穴あきPC板，鋼板，GRC板，押出成形板，アクリル・ポリカーボネート，PC板，他

ii) 吸音材料

繊維系吸音材料（グラスウール等），セラミック系，セメント系，アルミニウム系，組合せ等

(2) 評価

i) 遮音・吸音性能

ii) 強度，耐熱性，耐候性，耐久性

iii) 支持スパン，施工性，維持管理性

iv) 経済性，実績

v) 環境に対する負荷

(3) 材料選定と試験

遮音材料は穴あきPC板（厚さ100mm）を採択，吸音材料はセメント系吸音材（厚さ70mm）にした。品質向上，現場施工をなくし工期短縮が図れること，施工を含めた費用削減の観点から工場製作で遮音材，吸音材を一体成型することにした。成型品を用い遮音，吸音性能の確認を行った。

6.1.2 壁構造と形状

壁の強度は建築基準法，PC板設計施工指針を準用，風荷重による耐力を確認した。基準速度は側壁35m/s，後方の偏向板はジェット排気流の設計値100m/sにした。

形状は，側壁下部15mは垂直壁，上部5mを内側に3°～30°傾斜させ，音響効果と上端部の渦発生に配慮している。後方偏向板はジェット排気流が壁外に偏向

されること，低周波音の発生抑制，温度条件，吸音材の剥離等を検討し，下部10.3mは30°，上部6.7mは45°の傾斜をもたせている。

6.1.3 支柱構造と基礎形式

支柱構造については，安定性に優れ構成部材を小さく出来るトラス構造にしている。部材は継手の容易性，経済性からH形鋼を選定した。

基礎は土質性状調査結果，風荷重等を検討，杭基礎にしている。杭はPHC杭（径500mm，長さ11m）とし，土質，工事騒音・振動の観点からプレボーリング工法を採用している。

6.1.4 可動扉

音響的に前方にも防音効果が必要になる。また，エンジン前方は空気の吸込みに影響の無い空力性能が必要になる。

(1) スプリッタ形状と構造

内部に吸音材料を充填したスプリッタは幅30cm，長さ2mの長楕円形で高さ約2.5mのものを2段重ねにし，防音，空力（空気取入れ）の両性能を兼ねている。

(2) 扉形状と構造

扉の形状は，全幅86mの開口部を両開きタイプとして，片側47.1m，高さ5m，幅2.5mにしている。また，構造は延長が長いことから，床面（コンクリート舗装面）の舗装勾配によるレベル差の揺動に対応できるヒンジ（球面軸受け）を採用している。

(3) 駆動装置と操作盤

航空機出入り用の可動扉は電動モータ駆動による自走式で，5分程度で開閉できる。車輪は安定性に優れたウレタンゴムを用い，固定時の自重による変形を軽減するため，アウトリガーを付帯している。

操作盤は左右の扉本体根元部に夫々設置，安全装置を付加，視認性，安全性に配慮している。

7. 施設概要

基本計画から約4年の歳月を費やし完成した。主要材料を表3に示す。基本計画図と施設全景写真を図6，7に示す。

表3 主要材料

項目	内容
防音壁	鉄骨：840 ton
	遮音・吸音板（一体成型型）：8,500 m ²
可動扉	鉄骨 130 ton
	走行装置：8 台
	アウトリガー装置：32 台
	吸気スプリッタ：240 基
舗装	コンクリート版舗装：16,350 m ²
	舗装用コンクリート：4,500 m ³

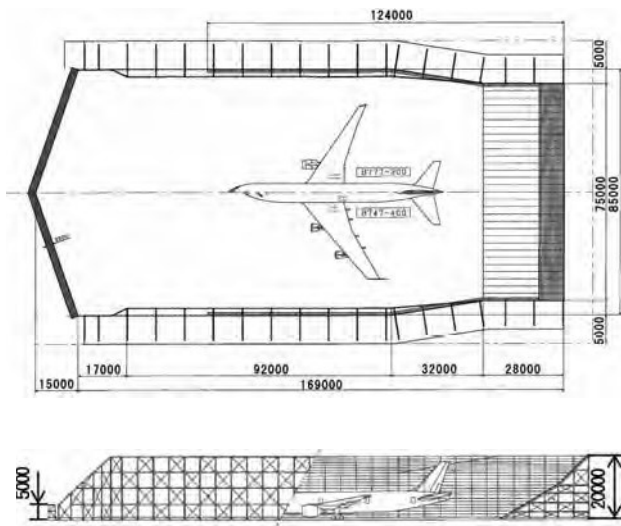


図6 大型防音壁基本計画図



図7 大型防音壁全景

8. 実機検証

8.1 音響検証

航空機（B767, B747）エンジン試運転を新旧施設で実施，延べ3日間に渡り，データを採取した。

(1) 防音壁内・外の騒音

防音壁内・外23箇所（高さ1.5m）にマイクロホンを設置，騒音・低周波音のデータを採取した。

防音壁内の騒音分布は予測値に対して実測値が若干大きい目，指向特性は予測値と同様の傾向になった。

また，防音壁前方外側付近は予測値より大きい目の値になった。この原因は防音壁頂部の傾斜による反射音の影響が予想以上に大きく出たものと考えている。

(2) 用地境界と周辺民家地域の騒音

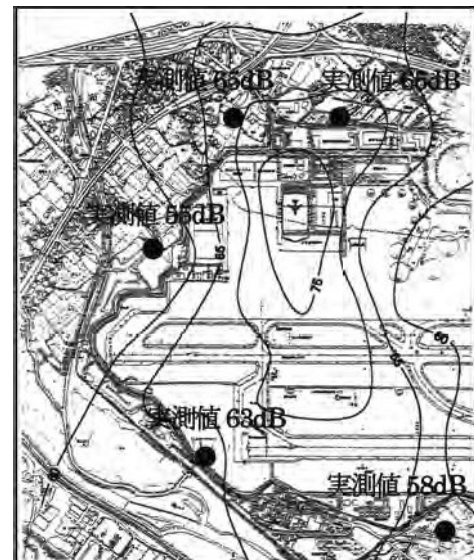
空港用地境界の騒音レベルは全対象地点で70dB以下になり仕様を満たした。また，周辺対象民家地域の騒音レベルは既施設より10dB程度低減された。

空港用地境界，周辺民家地域の騒音レベルは概して予測値より若干，小さめの傾向になった（図8）。低周波音についても苦情等の発生はない。

8.2 空力検証

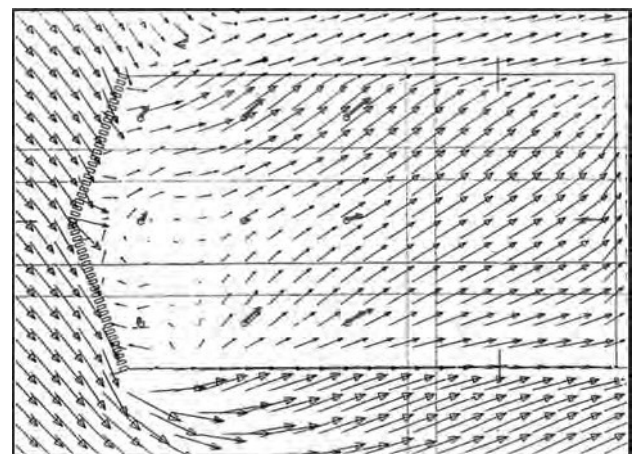
(1) 防音壁内の気流

空力設計の妥当性を確認するため，種々の外気条件に

図8 騒音コンターマップ（予測値）と実測値
航空機A（#2エンジン:Take Offパワー）

おける防音壁内の気流の状態を計測した。防音壁エプロン内に10台の風向風速計をセット，航空機の駐機在り，無しの場合について3日間で延べ26時間のデータを採取した。その結果，エンジン前方で風向風速も基準以下で，総じて空力特性は良好であった。また，特異な渦の発生も見られず，防音壁に潜在的な問題はないと判断した。

図9にCFDと実測の比較例を示す。両者は良い一致を示している。

図9 防音壁内風向風速分布計測結果とCFD結果との比較
（風向右45度）○印を起点：計測,それ以外：CFD

(2) エンジン試運転時の気流

航空機エンジン試運転時の気流の状態を詳細に把握するため，基準風向風速，エンジン前の風向風速，エンジン吸気口の状況観察（ビデオカメラ）を行った。その結果，斜め前方からの気流に対し，エンジン前では風速が遅くなり，風向はエンジン軸線に近いことが判った。この傾向は風洞試験結果と同じで，防音壁の空力特性が妥当であることが再確認された。

8.3 実運用による調査

一連の試験を経て防音壁は正式に運用を開始した。風向風速とエンジン運転状況のデータを約9ヶ月間に渡り整理した。85回のエンジン運転、すべて問題無く終了し、異音やエンジンストールなどのトラブルは無い。

9. おわりに

当該施設は音響、空熱、構造等の最新の技術を駆使して設計、製作されたものである。航空機を用いた性能評価においても、音響、空力とも初期の性能を満たし、設置後も問題なく運用されている。空港関係者並びに周辺地域の皆様に役立つ施設設置の一端に係われたことに感謝している。

また、本件は、国土交通省大阪航空局発注の「大阪国際空港大型防音壁基本計画調査・詳細設計調査」および「大阪国際空港大型防音壁性能評価調査」の一環として実施したものである。当局の関係各位に感謝の意を表す。

参考文献

- (1) 中野有朋：音の環境と制御，1999年10月，p.486-498
- (2) 守岡功一：空港における航空機地上試運転防音設備，騒音制御，Vol.5，No.3，1981.6，pp.37-40
- (3) 古川一義，加藤 満：大阪国際空港の周辺環境対策，土木施工，Vol.43，No.8，2002年8月，p.10-16
- (4) 河合理文，永井清之，麻生 茂：航空機用大型防音壁の空力設計法の研究，日本航空宇宙学会論文集第56巻第649号，2008年2月，pp.88-95
- (5) 石川島防音工業株式会社：大形航空機用ハッシュハウス，石川島播磨技報第22巻6号，1982年年11月，p.439-445
- (6) 成田空港新ランナップ施設ノイズ・リダクション・ハンガーについて，航空技術，No.560，2001，pp.14-17
- (7) 井上保雄：プラント騒音の予測手法，騒音制御，Vol.21，No.5，1997年10月
- (8) 草刈和彦，根岸 稔，藤本達見，安藤安則：IHI大気乱流風洞の機能および特性，石川島播磨技報，24巻，1984年，p.127-133

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

燃焼風洞装置の概要

高橋 浩^{*1}

TAKAHASHI Yutaka

キーワード：試験設備，ラムジェットエンジン，セミフリージェット，ダイレクトコネクト，運用，維持管理，誘導武器，試験評価

1. はじめに

防衛省技術研究本部は航空機及び誘導武器の空力特性及びそれらの推進装置を試験評価する設備として、北海道千歳市郊外に空力推進研究施設を建設した。この施設はジェットエンジンを試験するエンジン高空性能試験装置、航空機及び誘導武器の空力特性を試験する三音速風洞装置、そして以下に述べる燃焼風洞装置の3つの試験装置と共通ユーティリティの中圧空気源装置により構成されている。図1に空力推進研究施設の全景を示す。

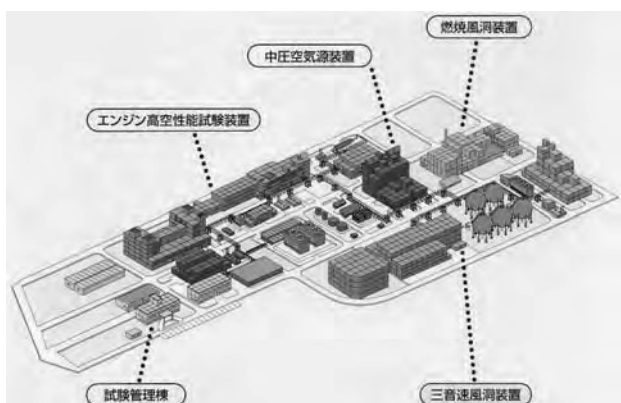


図1 空力推進研究施設の全景

燃焼風洞装置は主にラムジェットエンジンの機能、性能を試験評価する装置で、図2に燃焼風洞装置の全景を示す。



図2 燃焼風洞装置の全景

原稿受付 2009年11月26日

*1 防衛省技術研究本部札幌試験場
〒066-0011 北海道千歳市駒里1032

ラムジェットエンジンは将来の高速飛翔体用のエンジンとして注目されているエンジンである。自らの飛翔速度を利用してインテークで空気を圧縮（ラム圧縮）し、ラム燃焼室で燃料を噴射し、燃焼ガスを排気ノズルから排出してその高速ジェット流により推力を得る形式のエンジンである。従来の飛翔体用エンジンとして使用されている固体ロケットでは燃料と酸化剤の両方を含む推進薬を燃焼させて推力を得ていたが、ラムジェットエンジンは大気中の酸素を酸化剤として使用するため、より多くの燃料を搭載でき、その分長射程化が可能となる。ラムジェットエンジンは自力発進できず、ラム圧縮が得られる速度まではブースタロケットを必要とするが、近年小型化のため、ラム燃焼室にブースタを内装（インテグラル化）された形式のものが研究されている。インテグラル化されたラムジェットエンジンはインテグラルロケット・ラムジェット（Integral-Rocket-Ramjet）と呼ばれている。（以下、「IRR」という。）

IRRの作動は初期加速をブースタで行い、ブースタの燃焼終了時にブースタ用排気ノズルと空気取り入れ口を塞いでいたポートカバーを瞬時に飛散させるとともに、流入してきた空気に液体燃料を供給して燃焼させ、ラムジェットエンジンとして作動させるものである。この一連の動作はトランジェントフェーズと呼ばれ、極めて短い時間（約1秒以内）に行われる。

ラムジェットエンジンはその飛翔条件に応じた空気が供給されなければ作動しないので、その研究開発を行うためには地上において実飛翔状態を模擬した空気の供給ができる試験装置が不可欠である。

本稿では地上においてIRR等のラムジェットエンジンを試験評価するための燃焼風洞装置の運用の概要について解説する。

2. 装置の概要

燃焼風洞装置は、使用する空気を空気気蓄器に貯めておき、一気に吹き下ろして試験を行うブローダウン式の風洞である。また、試験条件によって必要となる空気の加熱は、水素の燃焼ガスを用いる燃焼加熱方式である。試験形態は、配管類を組み替えることにより、SFJ（Semi-Free-Jet）モードとDC（Direct-Connect）モー

下の2種類の形態が実施可能である。最大試験時間は、各々200秒、400秒である。

試験時は、運転制御・計測室以外の燃焼風洞装置エリ

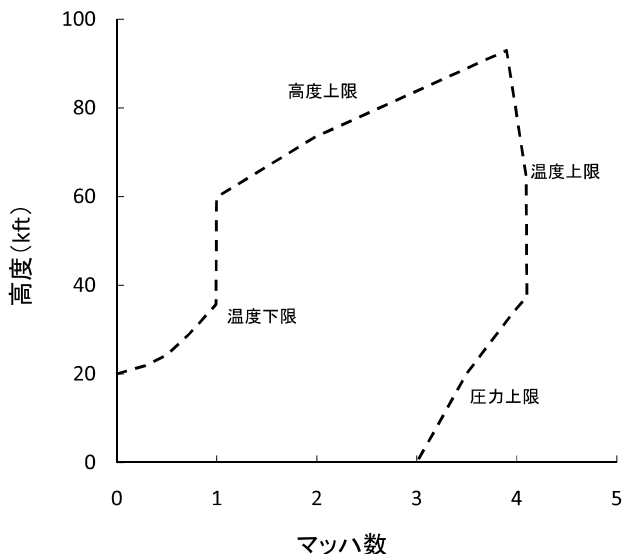


図3 試験可能フライトエンベロープ

表1 主要諸元

試験方式	ダイレクトコネクト (DC) セミフリージェット (SFJ)
エンジンサイズ	最大胴径 約350mm
模擬高度*	0~80,000ft
模擬マッハ数*	0~4
供給空気	流量 最大 約150kg/s
	圧力 0.01~3.8MPa
	温度 248~928K (-25~655℃)

*エンジンの大きさにより異なる

ア内への立ち入りが制限され、試験条件を基に作成したプリセットデータに従い自動運転(連動シーケンス)によって実施される。

燃焼風洞装置の試験可能最大フライトエンベロープを図3に、主要諸元を表1に、構成概要を図4に示す。

2.1 給気系

給気系では、空気気蓄器、空気加熱器、混合器等を使用し、実飛行時の速度と高度に合致するような温度と圧力の空気を生成し、テストチャンバ内の供試体へ供給している。

2.1.1 空気気蓄器

空気気蓄器(図5)は、直径約2m×長さ約12mのタンク5基で構成され、ピストン式空気圧縮機で生成された約19.6MPa(200気圧)の圧縮空気を100m³蓄えることができる。

SFJモードの様な大流量の試験では、この空気気蓄器の容量で試験時間が決まる場合もある。



図5 空気気蓄器

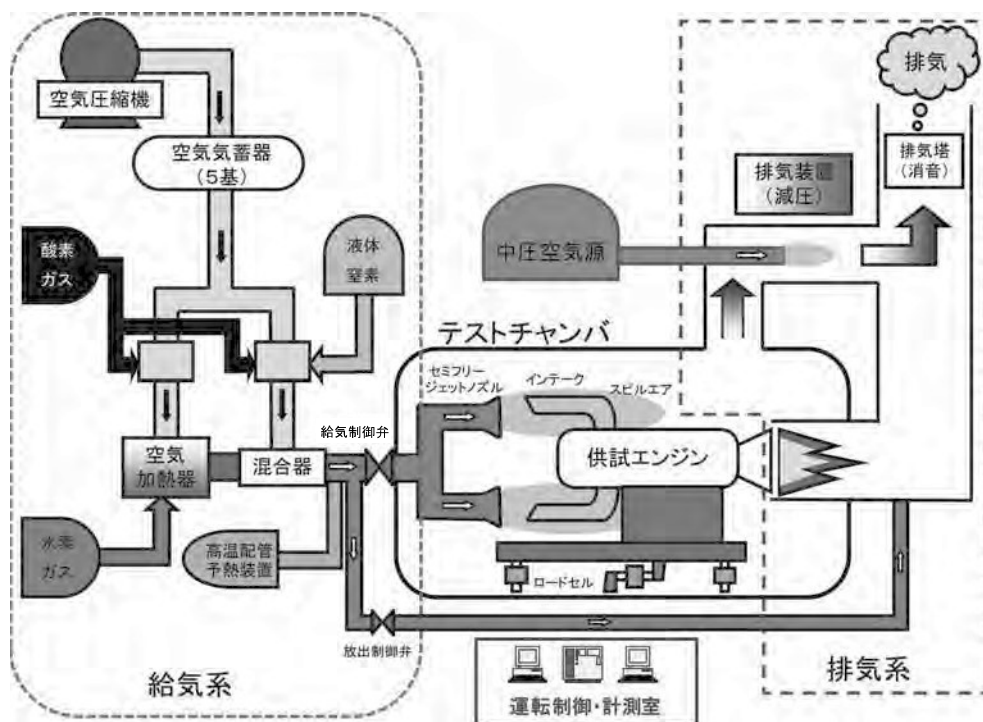


図4 燃焼風洞装置の構成概要

2.1.2 空気加熱器

空気加熱器（図6）は、試験条件に合わせるために必要となる高温空気の生成を行い、空気気蓄器の空気と水素を混合して燃焼させ、その燃焼ガスを直接供試体へ供給し、燃焼試験用の空気として使用している。また、低温空気が必要となる試験では、空気気蓄器から導かれる空気の中に液体窒素を噴霧して生成している。どちらの場合も酸素が不足することになるので、その分は酸素ボンベより補充して調整を行っている。

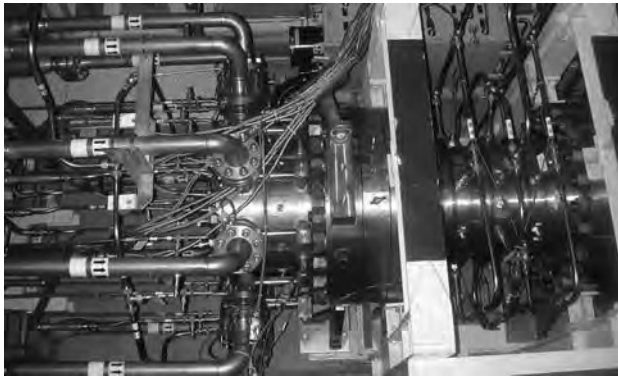


図6 空気加熱器

2.1.3 混合器

混合器（図7）は、空気加熱器で生成された高温空気と、空気気蓄器からの常温空気を混合し、その混合の比率によって温度コントロールを行っている。

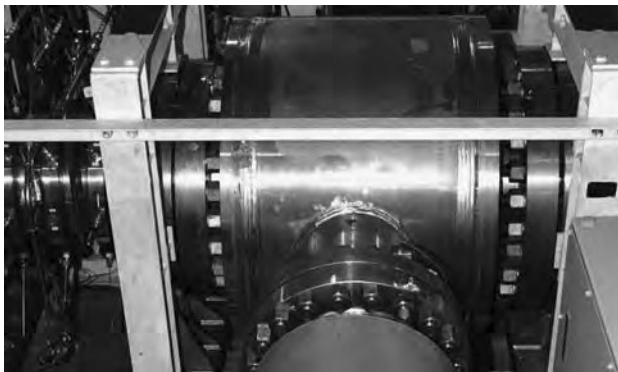


図7 混合器

2.1.4 高温配管予熱装置

高温配管予熱装置（図8）は、試験シーケンス開始後、給気温度の速やかな目標温度到達のため、LPガスを燃料とするバーナーで試験時に高温空気が流れる高温配管を予熱している。

2.1.5 高温配管

混合器からテストチャンバへつながる高温配管（図9）には給気制御弁及び放出制御弁があり、給気制御弁



図8 高温配管予熱装置

は供試体に繋がり、放出制御弁は大気開放され、供試体へ供給する給気流量のコントロールはこの弁のバランスにより行われる。これは試験中に給気流量を変化させた場合などに、水素燃焼器である空気加熱器の燃焼へ大きな負荷を与えないためである。

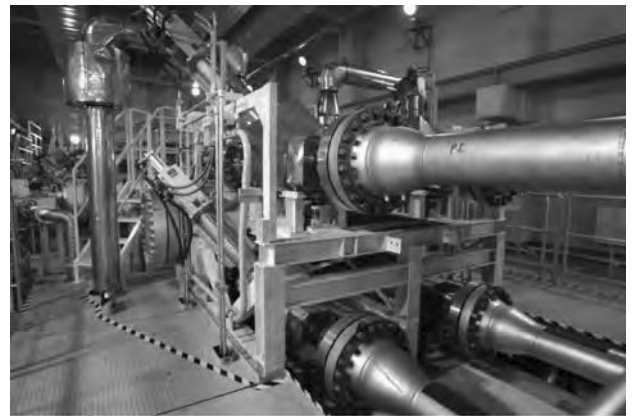


図9 高温配管

2.2 テストチャンバ

テストチャンバ（図10）は内径約3.5m、長さ約10mの円筒形で、試験条件に合わせ、減圧され、SFJノズル（図11）から超音速気流が放出される。供試体を固定する推力架台には複数のロードセルが備え付けられていて、主推力の他、分力計測も可能である。供試体の搬出入、試験形態変更時（SFJとDCの切り替え）の作業性を考慮し、開口部は大きなスライド式扉となっている。



図10 テストチャンバ

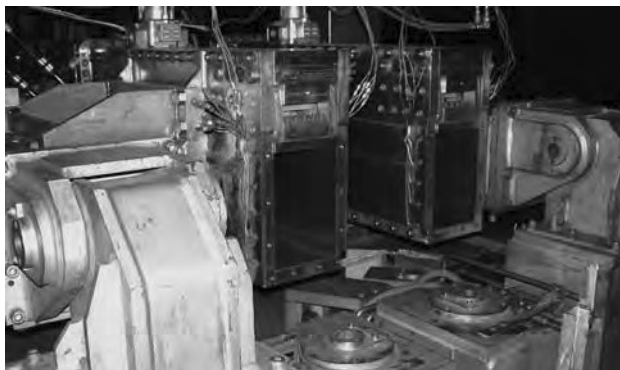


図11 SFJノズル

2.3 排気系

排気系は、試験条件に合わせたテストチャンバ内の減圧と試験時に発生する騒音の低減等を行っている。

2.3.1 排気ディフューザ

排気ディフューザ（図12）は、供試体の排気流を減速し、圧力回復させるためのものであり、高温の排気ガスに対応するため水冷ジャケット構造となっている。

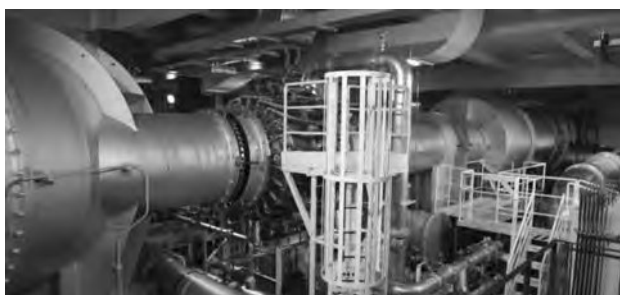


図12 排気ディフューザ

2.3.2 排気装置

排気装置（排気エゼクタ）（図13）は、供試体の排気ガスとSFJモードの試験時、インテークに入らずにテストチャンバ内へ吹きこぼれた空気（スピルエア）を吸い出して、供試体の後方とテストチャンバ内を減圧している。その駆動には中圧空気源から供給される高温の圧縮空気（中圧空気）を用い、2台ある蒸気発生器（図14）



図13 排気エゼクタ

を必要に応じて作動させて大量の水蒸気を混合し、能力を増大させて使用している。

蒸気発生器は、中圧空気の配管を兼ねていて、使用しない場合も中圧空気はその中を通して排気エゼクタへ繋がっている。構造はジェットエンジンのアフターバーナーと似ていて、中圧空気の流れに灯油を噴霧して燃焼させ、その火炎に水を噴霧し、連続的に水蒸気の生成を行っている。

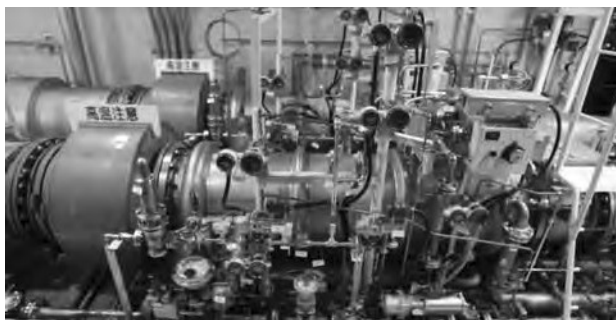


図14 蒸気発生器

2.3.3 排気冷却器

排気冷却器（図15左）では、供試体の高温の排気ガスから排気系を保護するため、最大80kg/sの水をスプレーして冷却している。このとき冷却水に燃焼ガス中の煤や塩酸等を吸着させて回収し、試験終了後に燃焼風洞装置付帯の排水処理装置（図15右）で中和、沈澱等の処理を行っている。



図15 排気冷却器と排水処理装置

2.3.4 受け板

トランジェントフェーズ試験時、ブースタ用排気ノズル等の放出物は排気塔内に設置された受け板に衝突させ、試験後に回収する。図16に試験後の受け板を示す。放出物の衝突で陥没した状況である。受け板は破損の程度により幅約20cm鋼板を取り替えて修復を行っている。

2.3.5 排気塔

排気塔内の壁、床、天井の全面に吸音パネルが取り付けられていて、塔内を仕切ることによって経路の総延長を伸ばしている。試験時に供試体が発生する騒音は排気塔内で



図16 受け板

殆どが減衰され、敷地境界での騒音は規定値の65dBAを遙かに下回る騒音レベルとなっている。吸音パネルが設置された排気塔内の状況を図17に示す。中央は排気流を曲げるための偏流板である。



図17 排気塔内部

3. 試験の行程

これまでに燃焼風洞装置で実施した試験から、標準的な準備作業と試験当日の主な流れについて以下に示す。ここでは装置側の作業のみの記述となっているが、装置側の作業と供試体側の作業は殆ど一体化して進んでいくことになる。

3.1 準備作業

試験日のおよそ2週間前から開始し、試験前日までに行う作業である。

3.1.1 プリセットデータ計算

プリセットデータを計算するためのプリセット計算機設定画面を図18に示す。試験条件（時程、高度、マッハ数等）や水素、酸素ボンベの本数等を入力するとそこからプレナム圧力、プレナム温度、プレナム流量等が算出される。また、試験で消費する気蓄空気、水素、酸素の量も算出される。実際のプリセットデータの計算は、水素、酸素ボンベの本数等の条件を変えて、最も効率的で安全なプリセットデータが見つかるまで何度も計算し直

して導き出すことになる。

図18 プリセット計算機設定画面

3.1.2 設備試験条件設定

試験条件及びプリセットデータを基に、燃焼風洞装置の運転条件を決めた設備系試験条件設定表を作成する。各系統の設定条件の他、異状発生時における非常停止判断基準となるセンサの選定、その制限値等が決められる。

3.1.3 飛翔条件に対応した試験手順書作成

供試体の運転操作手順書と燃焼風洞装置の操作手順書を融合させて試験手順書を作成する。

3.1.4 センサの校正

圧力、温度等のセンサ類を校正し、計測系と制御系で調整を行う。

3.1.5 各系統の作動確認

遠隔作動弁、冷却水供給装置、予熱装置等を手動又は連動で個別に動かして機能を確認する。

3.1.6 ガス類の受け入れ

使用する水素、酸素、窒素等のガス類を試験前日までに受け入れ、配管の接続及び漏洩チェックを行う。試験で使用するガス類のうち水素ボンベの写真を図19に示す。試験条件によって変わるが、SFJモードの場合、水素350本、酸素250本を使用して1回の試験が行われている。



図19 使用するガス類（水素ボンベ）

3.1.7 連動シーケンス確認（前日ドライラン）

気蓄空気、ガス類、燃料等は流さないが、装置全体の

バルブ類は全て作動させて試験の全行程（プリセットデータ）を進めて正常に作動することを確認する。ドライラン実施時の計測・制御室の状況を図20に示す。



図20 ドライランの状況

3.1.8 ドライラン非常停止モード

ドライラン実施中に制限値を超えた模擬信号を入力し、装置が異状を検知し、非常停止モードに入ることを確認する。

3.2 試験当日の流れ（一例）

試験日に行う主な作業を表2に示す。

表2 試験日に行う主な作業

時間	作業内容		
9:00	ブリーフィング		
9:30	連動シーケンス確認(ドライラン)		
10:15	計測系キャリブレーション		
10:45	燃料ラインのエア抜き及びリークチェック		
11:45	水素置換及び気密チェック		
12:30	テストチャンバ内最終確認		
13:00	高温配管予熱		
13:30	中圧空気受け入れ		
14:00		試験直前セットアップ	
14:30	試験		
15:00	中圧空気による 排気塔内換気	計測データ出力	設備状況確認
16:00		データ確認	加熱器系窒素置換 装置立ち下げ準備
16:30			
17:00	ブリーフィング		

3.2.1 連動シーケンス確認（当日ドライラン）

前日、準備作業でも実施したドライランを試験当日に再度実施して装置全体の正常作動を確認する。

3.2.2 計測系キャリブレーション

ドライラン終了後、各センサ類のキャリブレーションを実施する。

3.2.3 燃料ラインのエア抜き及びリークチェック

供試体の燃料ライン（航空燃料等）と蒸気発生器の燃料ライン（灯油）のエア抜き及びリークチェックを実施する。設備である蒸気発生器までエア抜きを行う理由は、蒸気発生器の着火が連動シーケンス中に行われるため、エア噛み等によって不着火を起こし、非常停止することを防ぐためである。

3.2.4 水素置換及び気密チェック

水素ボンベから空気加熱器までの水素ライン内を水素ガスに置換する。（安全上試験日以外は窒素を充満させている。）

3.2.5 テストチャンバ内最終確認

供試体系も含めてテストチャンバ内を確認する。これには監視カメラの調整等が含まれる。

3.2.6 高温配管予熱

高温配管予熱装置を作動させ高温配管の予熱を行う。予熱温度は、試験条件の給気温度に対し+150℃を目標に行っている。予熱に掛かる時間は、試験条件によって変わるが、これまでの実績で1～2時間程度で目標温度に到達している。

3.2.7 中圧空気受け入れ

エゼクタ駆動用の中圧空気を受け入れる。中圧空気をエゼクタの安定した作動に必要な温度と圧力に静定させるため、試験開始の1時間前には受け入れを始めている。

3.2.8 試験直前セットアップ

供試体を含めたセットアップ状況を試験手順書を基に確認する。試験棟からの人員退避や消火設備等の確認もこの時行っている。

3.2.9 試験

試験時間（試験条件が成立している時間）は、SFJモードは最大200秒、DCモードでは最大400秒である。高度条件や速度条件が変わり、給気流量が増えたとその分、試験時間は短くなってしまう。試験時間とは別に装置の立ち上げと立ち下げにそれぞれ90秒ずつ掛かるが、こちらは試験条件によって変わることはなく一定である。

SFJノズル（手前）からテストチャンバ内へ超音速空気を供給し、燃焼風洞装置の作動を確認している状況（供試体は未搭載）を図21に示す。



図21 試験時のテストチャンバ内の状況

3.2.10 中圧空気による排気塔内換気

強酸性物質発生を伴う試験の実施後には、排気塔内に消音のため設置している吸音パネルが酸で腐食するのを防止するため、試験終了後も中圧空気を1～2時間程度流し続けて排気塔内の換気及び乾燥を行っている。

3.2.11 設備状況確認

試験終了後は設備の状況について直接現場を見回って確認する。この確認が終わるまでは試験体制が維持され、試験棟内への立入規制は継続される。

3.2.12 加熱器系室素置換

設備状況確認後は直ちに水素ラインを窒素で置換する。

3.3 試験翌日以降の作業

3.3.1 排気塔内の洗浄作業

強酸性物質の発生を伴う試験実施後には、試験当日の中圧空気による排気塔の換気に続き、中和・洗浄作業を実施する。作業は、排気塔内にアルカリ性の薬剤を散布して中和・洗浄し、その後、中圧空気を用いて乾燥させている。図22に洗浄作業の状況を示す。



図22 洗浄作業の状況

3.3.2 排水処理作業

試験及び排気塔内の洗浄作業により発生した排水を排水処理装置で中和、沈澱処理する。

3.4 試験の間隔

続けて試験を実施する場合は、この行程(3.1.1プリセットデータ計算から3.3.2排水処理作業まで)を繰り返すことになる。試験条件が変わらない場合にはプリセットデータの計算、設備試験条件設定の作業等が省略されることになる。試験は、これまでの実績では2～3日に1回程度の間隔で実施されている。これは消費した気蓄空気の再気蓄に要する時間や、試験データの確認及び試験結果を次の試験条件に反映するための検討時間等による。

4. おわりに

燃焼風洞装置は平成3年度から建設を開始し、平成9年度に完成、平成10年度から実際の試験に使用している。これまでに計測系と制御系のコンピュータやシーケンサ等の更新を行い、信頼性や運用性の向上に努めており、今後ともラムジェットエンジンの研究開発に貢献できるものと考えている。

参考文献

- (1)「燃焼風洞装置(千歳)について」杉山洋吉, 中村友行, 貝原健二, 小出俊輔, 防衛庁技術研究本部技報, 第6683号, 1999

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

エンジン高空性能試験装置の概要

舟越 義浩^{*1}

FUNAKOSHI Yoshihiro

キーワード：エンジン高空性能試験装置，航空機用エンジン，高空性能，試験施設，試験評価，運用，維持管理

1. はじめに

防衛省技術研究本部では，航空機及びミサイルの空力特性並びにこれらの推進装置の性能を試験評価する設備として，北海道千歳市郊外に空力推進研究施設を建設した。この空力推進研究施設は，ラムジェットエンジンの試験設備である燃焼風洞装置，航空機・ミサイルの空力特性の試験設備である三音速風洞装置，そして以下に述べるエンジン高空性能試験装置（ATF：Altitude Test Facility）の3つの装置から構成されている。エンジン高空性能試験装置は平成5年に建設に着手し，平成13年3月に完成した。本ATFは平成13年から14年度に装置自体の性能確認試験を実施した後，平成14年度からジェットエンジンの試験評価に使用している。本稿では，ジェットエンジンの開発や改修時において特に重要な設備である，エンジン高空試験装置の仕組みや運用について紹介する。図1に空力推進研究施設の全景を示す。



図1 空力研究施設全景

2. エンジン高空性能試験装置の利点

エンジン高空性能試験とは，航空機用エンジンの耐空性を保証するための試験のうちの1つで，エンジンがその作動範囲内で所要の性能を持っていることを確認する試験である。航空機用エンジンの高空性能を確認するた

めには，FTB（Flying Test Bed）に搭載して飛行させることによって確認する方法もあり，ATFに比べ，エンジンの姿勢による潤滑油の循環への影響や機体の運動時に加わる加速度の影響等を確認可能という利点もある一方で，一般にFTBでは，エンジンとして保証しなければならない飛行範囲すべてを包含できないことや，気温や天候等の環境条件に試験条件や飛行自体が左右されること等に対して，幅広い飛行環境をすべて任意に設定可能で，計測点数についても実質的に制約が無いため，ATFを用いて試験を行うことに利点がある。

近年の大規模な航空機開発では，F-22（エンジン：F119）やF-35（F135/F136），B787（GENx/Trent1000），A380（Trent900/GP7200）等，機体とそのエンジンの開発を並行して行う例が多い。航空機開発の後期段階にある飛行試験において，非設計点性能を含めた高空性能の実証が十分に行われないまま飛行試験に供し，万一設計変更を要するような不具合が生じた場合，開発プロセスの大幅な後戻りにつながることもあることから，早い段階で高空状態における機能や性能を実証することにより，開発事業における期間や経費等のリスクを低減させることが可能である。

3. ATF全体の仕組み

本ATFは，空気源装置，給気装置，テストセル装置，排気冷却装置，排気装置の各プロセス装置と付帯装置（冷却水供給装置，シヨップエア供給装置，蒸気発生供給装置，油圧動力供給装置，水処理装置，燃料供給装置，発電装置）から構成されている。図2にATF全体構成を示す。

各装置の役割をATF内の空気の流れに沿って説明すると，大気から取り込んだ空気は，空気源装置で圧縮され給気装置に送られる。給気装置で低温，中温及び高温の3つの温度系統から2つを使用して定温の空気系統とし，テストセル装置入口で模擬したい高度及び速度に応じた圧力・温度・空気流量に調節した後，テストチャンパ内のエンジンに供給される。エンジンから排出された高温の排気ガスは，排気冷却装置で冷却及び洗浄され，排気装置によって模擬高度相当の低圧力から大気圧まで圧力を回復させて外部に排出される。

原稿受付 2009年11月26日

*1 防衛省技術研究本部札幌試験場
〒066-0011 北海道千歳市駒里1032

ATFによる一般的な試験形態を図3に示す。本ATFでは、エンジンの空気取入口を装置の空気供給系に直結するダイレクトコネクト方式(図3(b))を採用しており、エンジン入口の状態を飛行状態に相当するラム温度・圧力($T_2 \cdot P_2$)に、エンジン周囲圧力(P_0)を飛行高度に相当する圧力に設定し、エンジン試験を行う。

本ATFで模擬することができる飛行範囲は図4に示す範囲であり、エンジン入口温度は、標準日(ISA day: International Standard Atmosphere day)を基本とし、高温側は「高温日(Hot day)」, 低温側は「中低温日(Intermediate Cold day)」までを模擬することができる。表1に本ATFの主要諸元を示す。本ATFで実施可能な試験としては、以下の試験例の通り、フルエンジンでの試験だけではなく、コアエンジンの試験も行うことができる。

フルエンジン試験例

- ・ 定常性能試験
- ・ 急加減速(過渡性能)試験
- ・ デイストーション試験(機体の運動時等にエンジン入口空気流が乱れた状態を模擬した試験)
- ・ ウィンドミル試験
- ・ 始動再始動試験
- ・ アフタバーナ着火試験
- ・ 抽気抽出力試験

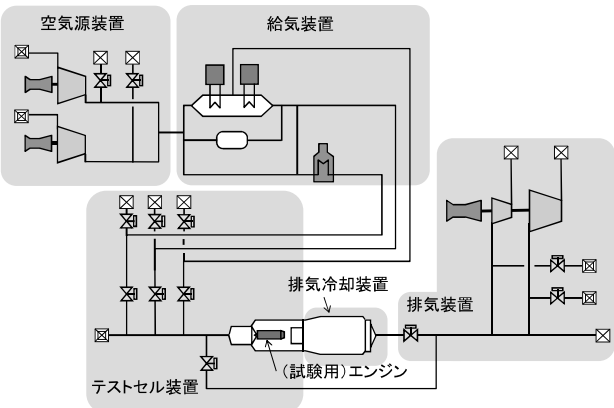


図2 ATF全体構成(システムフロー)

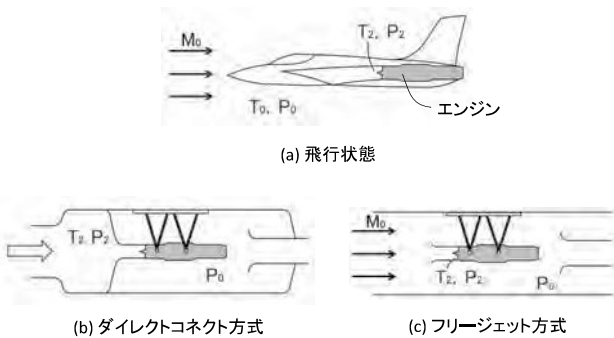


図3 接続方式

エンジン要素試験例

- ・ コアエンジン試験

次項からATFを構成する各装置についてそれぞれ仕組みを記す。

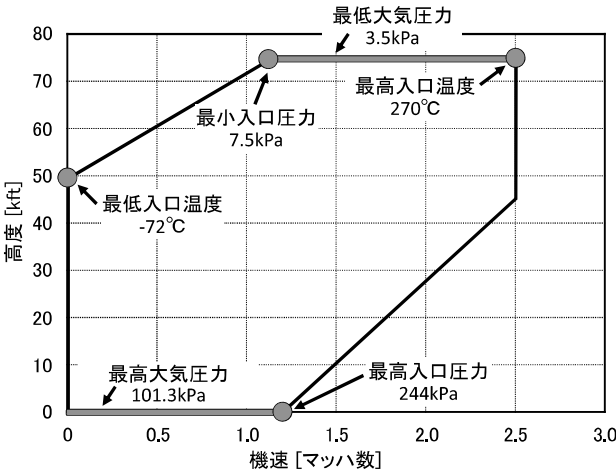


図4 模擬可能範囲

表1 ATF主要諸元

試験形態	ダイレクトコネクト方式
模擬マッハ数	0 ~ 2.5
模擬高度	0 ~ 75kft
エンジン入口温度	-72 ~ 270℃
エンジン入口圧力	7.5 ~ 244kPa
空気流量	最大約75kg/s
計測点数	1,578点
計測可能推力	68.7kN (7,000kgf)
テストチャンバ寸法	全長約12m×直径約4m

4. ATF各部の仕組み

4.1 空気源装置

空気源装置は、飛行速度を模擬するための圧縮空気を発生させる装置である。2段遠心圧縮機と駆動用ガスタービンLM1600各1基で構成される空気源装置2台によって最大約75kg/s、最大圧力786kPaの圧縮空気を発生させる。エンジンが必要とする空気流量に合わせて、1台運転を行う場合と2台運転を行う場合がある。図5に空気源装置の写真、表2に空気源装置の主要諸元を示す。

4.2 給気装置

給気装置は、空気源装置からの空気を冷却する装置として、給気冷却器(1)(図6)、給気冷却器(2)及び液体空気注入装置、加熱する装置として給気加熱器(図7)から構成される。給気冷却器及び給気加熱器では、エンジ

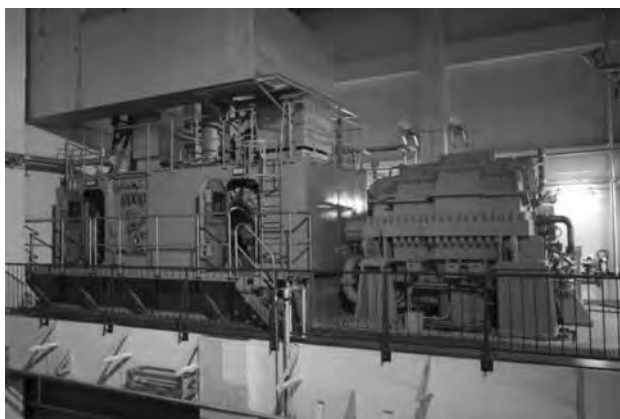


図5 空気源装置

表2 空気源装置主要諸元

GELM1600ガスタービン	
形 式	開放単純サイクル3軸
定格出力	12,850kW×2
空気圧縮機	
形 式	遠心2段
出口圧力	706kPa (最大786kPa)
空気流量	35kg/s (最大約40kg/s) ×2
出口温度	186℃ (最大200℃)



図6 給気冷却器(1)



図7 給気加熱器

ンに供給される空気の組成を変化させないように、間接的に熱交換する方式を採用している。図8に給気装置システムを示す。

エンジン入口温度を広い範囲でかつ短時間に調整することを可能とするため、本ATFでは、中温(60℃)、低温(-30℃)、高温(440℃)の3つの温度レベルの空気系統のうち所要の温度に近い2つを定常的に供給しながら、エンジン入口で試験条件に対応する温度に混合させることを基本としており、更に低温の空気が必要な場合には、液体空気(-196℃)を注入することによって最低-72℃までの空気を供給可能である。

中温系統に供給される空気中の水分が多い場合、低温系統との混合により、結露や結氷の原因となるため、設定する試験条件によっては、一旦-30℃まで冷却して十分に除湿した後、昇温している。この昇温には、空気源から供給された186℃の空気を冷却した熱を回収し、この熱を活用することで、省エネルギー化を図っている。高温系統についても同様に、除湿済みの空気を給気加熱器により加熱している。

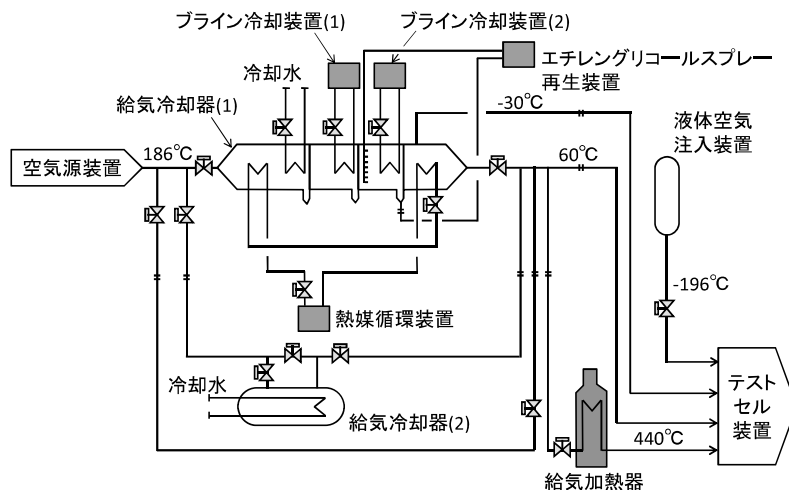


図8 給気装置システム

4.3 テストセル装置

テストセル装置は、エンジン入口の状態を試験状態に調整する給気調整システム、入口空気の整流を行うプレナムチャンバ、エンジンを設置するテストチャンバ、運動エネルギーを圧力として回復する排気ディフューザから構成される。図9にテストセル装置システム、図10にエンジン搭載状態のテストチャンバの写真を示す。表3にテストセル装置の主要諸元を示す。

給気調整システムにおいては、給気装置の項に記したように、中温と高温または中温と低温の空気を混合させることによって温度を調節する。-30℃以下の空気を生成する場合には液体空気を注入する。

プレナムチャンバは、エンジン入口の温度及び圧力状態を均一にするためのスクリーン及びハニカム、エンジンへの異物混入を防止する金網、空気流量を精度良く計測するためのベンチュリから構成される。

このようにしてエンジンに供給される空気の整流度、すなわちフロークオリティ（最大値と最小値の差を平均値で割った値）は、エンジン入口断面における圧力では主要な運用範囲（エンジン入口圧力30kPa以上の領域）において0.5%以下、温度では1.1%以下に保つことが可能である。

表3 テストセル装置主要諸元

プレナムチャンバ	
寸法	全長約17m×内径2.5m
流量計	ベンチュリ（9台）
テストチャンバ	
寸法	全長約16m×内径4.3m
計測可能推力	68.7kN（7,000kgf）
計測点数	1,578点 （温度712点、圧力628点、振動55点 ひずみ120点、推力・その他63点）
フロー クオリティ	圧力：0.5%以下（エンジン入口圧30kPa以上） 最大3.82%（75kft/1.1Mn） 温度：最大約1%

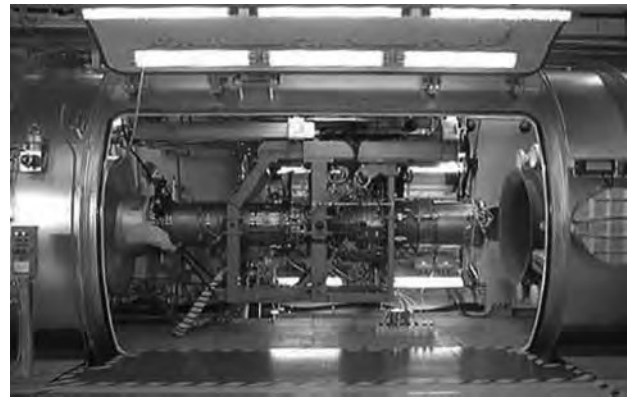


図10 テストチャンバ

試験中のテストチャンバ内は高空状態を模擬するため減圧されており、エンジンの目視による監視は監視窓やテストチャンバ内の監視カメラから行う。本ATFではエンジンの後方、排気ディフューザ内にも監視カメラを配置しており、アフタバーナ着火の様子や燃焼状態等を観察することもできる。

4.4 排気冷却装置

排気冷却装置は、テストチャンバの後方に位置し、エンジンから排出される最高1800℃の燃焼ガスを、排気装置に吸入可能な50℃以下まで冷却するとともに、排気ガス中の有害成分を除去する装置である。冷却は水冷式であり、直接スプレー方式と熱交換方式により行われる。また、排気冷却装置出口にはスプレー水を回収するため

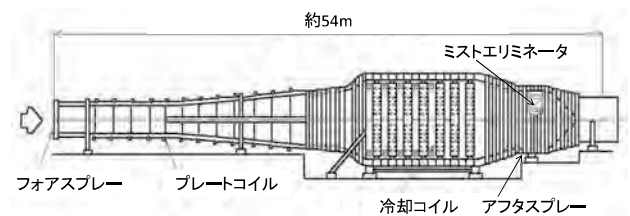


図11 排気冷却装置模式図

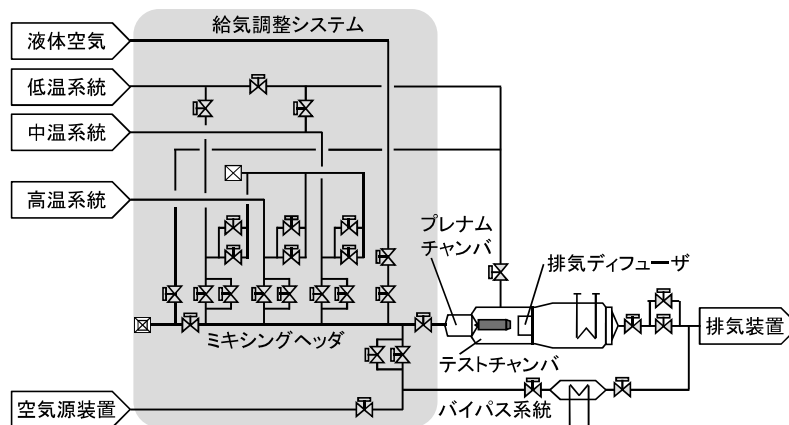


図9 テストセル装置システム

のミストエリミネータを設けている。

図11に排気冷却装置模式図を示す。アフタバーナを使用した状態に相当する1800℃の排気ガスの冷却は、水スプレー（フォアスプレー）によって1100℃まで冷却し、この状態で熱交換器に供給、熱交換器出口では90℃となる。更に水スプレー（アフタースプレー）を行い、温度の低減及び排ガス中の煤等を除去し、最終的に50℃以下となる。

4.5 排気装置

排気装置はテストチャンバ内の圧力を維持しつつ、エンジンから排出され排気冷却器で冷却された排気ガスを大気圧まで連続的に圧縮しながら、大気へ放出する装置である。図12に排気装置システムを示す。表4に排気装置の主要諸元を示す。

排気の圧縮には、LM2500ガスタービン1基によって駆動される2台の排気圧縮機を用いており、低空の空気流量が大きく圧力比が小さな試験条件では、2台の並列運転を、高空の空気流量が小さく圧力比が大きな試験条件では、2台を直列に接続して大気圧までの圧力比を確保している。この2台直列運転を行う場合の2台目の圧縮機入口温度を下げるため、中間冷却器を設けており、また、圧縮機のサージ防止のため、それぞれの圧縮機に大気吸込みラインを設けている。圧縮機は全段可変静翼付きの軸流圧縮機で、静翼角度を変えることによって幅

表4 排気装置主要諸元

GE LM2500ガスタービン	
形式	開放単純サイクル2軸
定格出力	22,267kW
排気圧縮機(1)	
形式	軸流17段
軸動力	12,898kW
排気圧縮機(2)	
形式	軸流17段
軸動力	3,233kW

広い運転条件（圧力比、空気流量）に対応できるようになっている。排気装置の運転は、パワータービンの回転速度及び排気圧縮機の圧力比が一定となるように制御しており、排気冷却器及びテストセルバイパスクーラからの排気ガス等と並行して大気を吸い込む構造により、排気ガス等の流量変化に応じて吸込み大気の流量を変化させることで、安定したテストチャンバ圧力を保つことができる。

4.6 付帯装置

本ATFは、空気源装置から排気装置までの各プロセス装置に加え、これらの稼働やエンジンの作動に必要な油圧や空気圧、燃料、電力等を供給するために各種付帯装置を有する。表5に各種付帯装置の主要諸元をまとめる。

表5 各種付帯装置主要諸元

冷却水供給装置（3系統合計値）	
循環量	9336m ³ /hr
シヨップエア供給装置	
圧力	980kPa
供給能力	1000m ³ /hr
油圧動力供給装置	
圧力	21MPa
供給能力	80L/min
水処理装置	
処理能力	1000m ³ /day
発電装置	
駆動源	Allison IM400×2基
発電能力	4,000kW×2

4.7 運転制御システム

本ATFの運転制御システムは、各装置が各々制御装置を持ち、これらを中央制御装置で統制する分散型制御システム（DCS：Distributed Control System）を採用

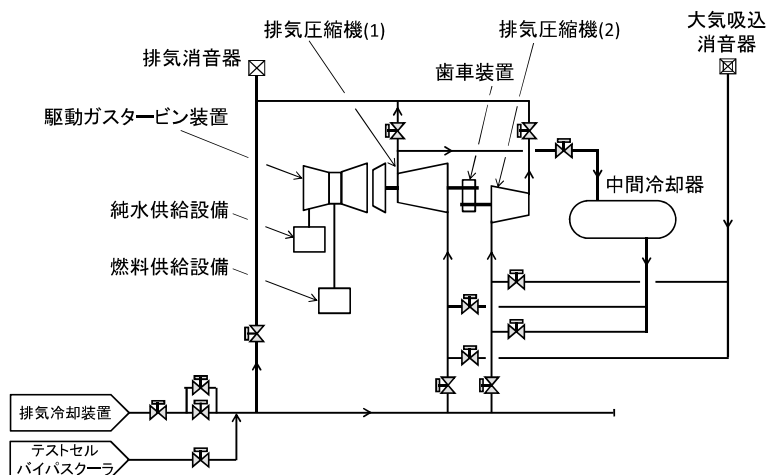


図12 排気装置システム

している。

試験条件の設定において重要なパラメータの制御のうち、エンジン入口圧力制御では、図9のバイパス系統につながるバイパス圧力制御弁を調節することによって行われる。すなわち、入口圧力が設定値より高くなった場合はバイパス系統の空気を増加させて圧力を設定値に戻すこととなる。テストチャンバ圧力制御は、図12の排気冷却装置出口にある排気圧縮機吸込みヘッダの圧力制御弁によって行われ、ヘッダは排気圧縮機により一定圧力に保持されており、テストチャンバの圧力変動を圧力制御弁で吸収し制御する仕組みとなっている。

エンジンに供給される空気の調整は、エンジンの過渡作動や異常時に速やかに対応できるよう、高速応答が得られ、広い流量範囲を調節可能な、大小の油圧駆動調節弁を並列に組み合わせた親子弁方式としている。表6にエンジン入口圧力、テストチャンバ圧力制御及びエンジ

表6 設定精度

対象	設定精度 (定常試験)	設定精度*1 (過渡試験)
エンジン 入口圧力	$\pm 0.5\%FS^{*2}$ ($=\pm 1.2kPa$)	$\pm 5\%FS$ ($=\pm 12kPa$)
テストチャンバ圧力	$\pm 0.5\%FS$ ($=\pm 0.49kPa$)	$\pm 5\%FS$ ($=\pm 4.9kPa$)
エンジン 入口温度	$\pm 1^{\circ}C$	$\pm 5\%FS$ (絶対温度)

※1 エンジンの動特性に依存するため参考値

※2 Full Scale

ン入口温度制御の設定精度を示す。これらのフィードバックコントローラは何れもPID制御アルゴリズムであり、過渡試験時にはフィードバックゲインを自動的に変更し、急激な変化に対応するシステムとなっている。制御周期は、エンジン入口・チャンバ圧力制御で50msec、エンジン入口温度制御で1secである。

5. 運用

5.1 試験時の体制・役割分担

試験時の体制は、通常エンジン側10名前後、ATF側30名前後の総員40名程度で試験隊を構成し、エンジンの運転・監視・計測やATFの運転・監視に当たる。図13に一般的な試験体制を示す。試験指揮者は通常エンジン指揮者が兼務し、エンジン指揮者はエンジンの操作や運転状況の監視、計測を総括する。ATF指揮者はATFを構成する各装置の運転操作や監視を総括する。前項で述べたように、本ATFは分散制御システムを採用しており、中央制御室における操作や監視に加えて、装置周辺で操作や監視を行う方が適当なものについては機側においても操作・監視を行っている。

中央制御室で温度系統を準備した後、試験内容に応じ

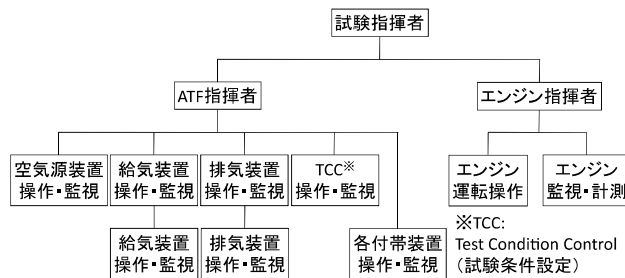


図13 試験体制

たエンジン入口状態及び周囲状態の設定を試験条件設定（TCC：Test Condition Control）担当が行う。TCC担当者は、エンジン運転計測制御室に配置され、エンジン指揮者の要求によって速やかに試験条件の設定を行くことができるようになっており、ある条件の試験が終了した後、引き続きTCCから新しい試験条件を入力することにより、ATFを停止することなく別の試験条件に変えることが可能である。但し、空気源や排気圧縮機を1台から2台に変更する等のATF構成の変更を伴う場合には、一時的に試験を中断して形態変更を行う必要がある。図14に試験時の中央制御室の状況を示す。



図14 試験状況

5.2 試験日のスケジュール例

図15に試験日のスケジュール例を示す。ATFの各装置の起動開始からおよそ2時間程度で、エンジンに試験条件を付与可能な状態（エアオン状態）となる。この後エンジンの各種試験を行い、ATFの停止は1時間程度である。エンジン入口圧力がテストチャンバ圧力より低くなる（逆圧状態）とエンジンがサージを起こす原因となるため、エンジン入口圧力がテストチャンバ圧力より高い状態を保ちながら次の試験条件へ移行すること、及び温度条件が安定するまでの時間等を考慮すると、試験条件にもよるが、1日当たり正味5時間程度の試験が可能である。



図15 試験日のスケジュール例

5.3 維持管理

一般に、プラント設備の不具合の発生確率は、時間の経過とともに見ると、建設当初は初期不良によって高く（初期故障期）、その後安定期に入ると減少し偶発的な不具合しか発生しなくなり（偶発故障期）、その後経年劣

化による不具合が増加することで上昇して行く（摩耗故障期）。本ATFでは、各装置各部品によって状態は多少異なるものの、主に偶発故障期、一部で摩耗故障期にあると考えられ、空力推進研究施設では、ATFを始めとする大規模な試験設備を維持するため、中長期的な整備計画に基づき、設備不具合による試験中止等の無いよう努めている。具体的には、年間を通じて定期的に設備の保全運転を行い、各部の状態を把握し、故障時の装置全体への影響、復旧に要する期間や経費等を踏まえ、施設運営への影響が重大なものから重点的に整備を進めている。

6. おわりに

これまでエンジン高空性能試験装置について紹介した。本ATFによる高空性能データが蓄積され、我が国の航空産業の発展に貢献できるよう、今後も、本ATFの性能を維持発展させるとともに、運用性の更なる向上を図って行く所存である。

特集：ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備

電力中央研究所におけるガスタービン用コーティング 評価試験設備について

岡田 満利^{*1}
OKADA Mitsutoshi

藤井 智晴^{*1}
FUJII Tomoharu

百合 功^{*1}
YURI Isao

キーワード：遮熱コーティング (Thermal barrier coating), 温度勾配下熱サイクル (Thermal cycles under temperature gradient), 焼結 (Sintering), 非破壊検査 (Non-destructive inspection), 減肉 (Recession)

1. はじめに

我国電気事業の火力発電では、コンバインドサイクル発電を目的としてLNG焚きガスタービンが多く導入されている。コンバインドサイクルの熱効率を向上させるため、これまでガスタービン入口温度 (TIT) の高温化が図られており、現在では、TITが1500℃に達するガスタービンが開発されている。

燃焼器、静翼、動翼などのガスタービン高温部品には、高温の燃焼ガスから基材を保護するため、部品内部の冷却とともに遮熱コーティング (TBC) が適用されており、ガスタービンの高温化・高効率化に伴い、冷却設計におけるTBCの重要性はより一層高まっている。TBCは、Ni基あるいはCo基の超合金基材表面に合金層 (ボンドコート) を施工し、さらにその上に熱伝導率が小さいセラミック層 (トップコート) が施工される構造となっている。特に、トップコート中には多くの気孔を含むため、より高い遮熱効果が得られる。しかし、TBCは高温の厳しい条件で使用されるため、使用中に、はく離、減肉、焼結などの損傷劣化が発生する。これらの損傷劣化が発生した場合には、初期の遮熱性能が保たれず、合金基材が高温に曝されることにより、部品自体の耐久性への影響が懸念される。

そこで、(財)電力中央研究所は、種々の試験装置を用いて、TBCの耐久性評価技術の開発を行っている。本報告では、当所のTBC評価試験装置である高熱流束加熱試験装置、遮熱性能非破壊評価装置および耐減肉特性評価試験設備を紹介する。

2. TBC高熱流束加熱試験装置

ガスタービンの燃焼ガス温度の上昇に伴い、TBCに加わる熱負荷が今後一層増大していくと考えられる。TBCへの熱負荷が増大すると、セラミックス自体に焼結が生じ、またセラミック層内に発生する応力が増大す

ることが考えられる。さらに、ガスタービンの起動・停止に起因する熱疲労損傷が加わると、セラミック層がはく離し、超合金基材の損傷劣化が進行することが懸念される。したがって、タービン翼など高温部品の信頼性向上のためには、TBCの耐久性の向上が重要であると考えられる。高耐久性TBC開発のためには、耐久性評価技術の開発が必要である。

そこで、当所では、TBC耐久性評価技術開発の一環として、プラズマガス流により試験片を加熱し、実機定格時における表面温度、温度勾配を模擬することができる高熱流束加熱試験装置を用いて、熱サイクル試験を行っている¹⁾。

2.1 試験装置の概要

本試験装置を製作するあたり、TBCの耐熱サイクル性について実験的に検討するため、次のような要件が必要であると考えた。

- ①TBCの表面温度および温度差を模擬できる高熱流束加熱が可能であること。
- ②TBCの周囲雰囲気を模擬できること。

これらの要件を試験片レベルで実現できる評価試験手法として、酸化雰囲気の設定を可能にしたプラズマ加熱法を選定した。

図1および図2は、高熱流束加熱試験装置の外観と概略をそれぞれ示す。試験装置は、TBC試験片をプラズマガス流で表面を加熱し、裏面を水冷することにより、大気圧条件下でも実機相当のTBC表面温度および温度勾配を模擬することが可能である。また、電極保護用にArガスを必要とする以外は、プラズマガスに空気などのガスを添加できるため、試験雰囲気を調整することが可能である。さらに、適切なプラズマ条件 (電流、電圧、ガス流量) を設定し、定期的にトーチの部品交換を行うことにより、長時間の連続加熱試験、あるいは熱サイクル試験を行うことができる。

図3は、本装置で用いるTBC試験片の概略を示す。試験片基材は直径φ20mm×厚さ12mmの円柱に、固定

原稿受付 2009年11月19日

*1 (財)電力中央研究所エネルギー技術研究所
〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1

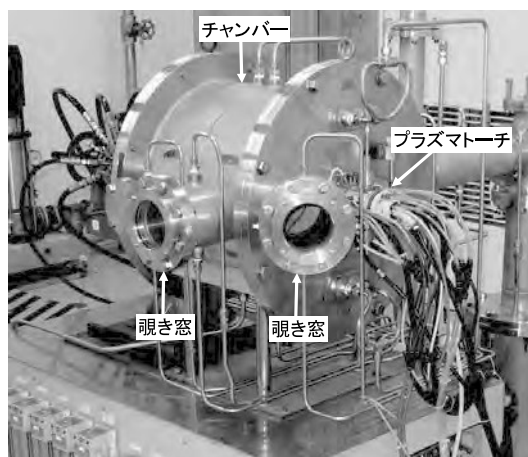


図1 高熱流束加熱試験装置の外観

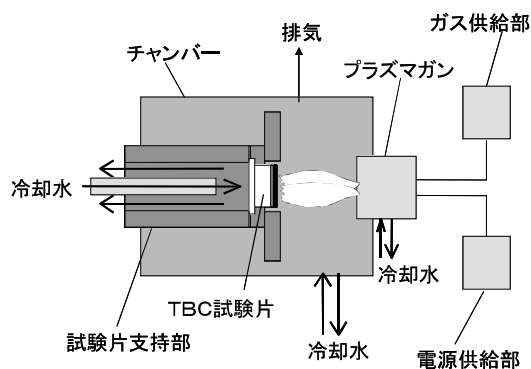


図2 高熱流束加熱試験装置概略図

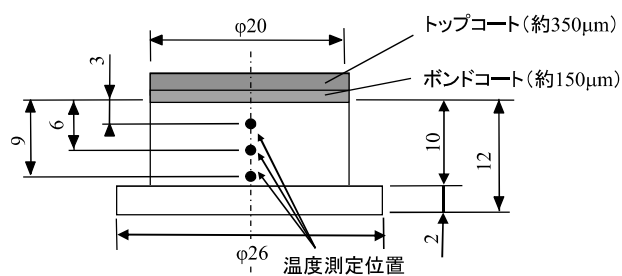


図3 TBC試験片概略図

端として直径 $\phi 26\text{mm}$ ×厚さ 2mm のつばが付いたボタン状である。また、基材の側面に温度測定孔を設け、両側から直径 $\phi 0.5\text{mm}$ のK型シース熱電対を挿入し、基材表面温度および熱流束を算出するための温度を測定する。基材表面の上には、合金層（ボンドコート）を施工し、さらにその上にセラミック層（トップコート）を施工する。

図4に、本装置におけるTBC試験片の加熱状況を示す。

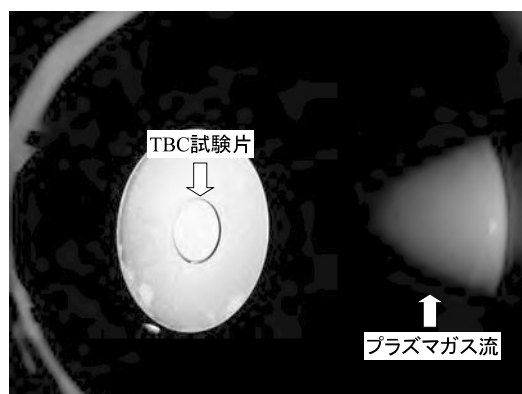
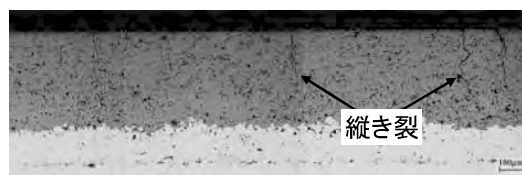


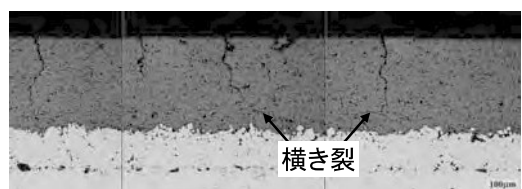
図4 TBC試験片の加熱状況

2.2 主な試験結果

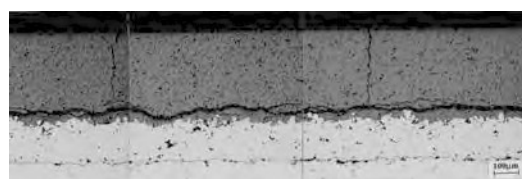
図5は、本試験装置を用いて行った温度勾配下熱サイクル試験によるTBCの損傷過程を示す。試験片基材は、代表的なタービン動翼材料であるNi基超合金Inconel738LCである。ボンドコートはCo-32Ni-21Cr-8Al-0.5Y (wt%)であり、減圧プラズマ溶射 (LPPS) によって厚さ約 $150\mu\text{m}$ 施工した。トップコートは $8\text{wt}\%\text{Y}_2\text{O}_3\text{-ZrO}_2$ (8YSZ) であり、大気プラズマ溶射 (APS) によって厚さ約 $350\mu\text{m}$ 施工した。



(a) N=100



(b) N=175



(c) N=250

図5 温度勾配下熱サイクル試験によるTBCの損傷過程

試験条件は、最大熱流束約 $1.26\text{MW}/\text{m}^2$ 、最高基材表面温度 865°C とし、推定TBC表面温度は 1190°C である。定常加熱時間は2分であり、その間プラズマ状態は一定とした。定常加熱時におけるプラズマ発生の電気条件は、電流値約 80A 、電圧約 140V である。また、Arガス流量は $7.5\ell/\text{min}$ 、空気流量は $6.5\ell/\text{min}$ とした。冷却では、電流および電圧の低下と冷却用空気のプラズマガス

流への注入により行い、定常冷却時間は1分である。

最大サイクル数は、予備試験の結果により250サイクルとした。損傷過程を観察するために、100サイクルおよび175サイクルの試験を行った。試験後、試験片を樹脂に包埋、切断、鏡面研磨後、光学顕微鏡で断面観察を行った。

図5(a)より、100サイクルでは、表面付近にコーティング厚さ方向に進展しているき裂（以下、縦き裂と称す）が観察される。多くの縦き裂は、トップコート厚さの2/3程度に達している。また、界面方向に沿ったき裂（以下、横き裂と称す）は観察されない。175サイクル（図5(b)）では、縦き裂と横き裂が観察され、縦き裂の中にはトップコート／ボンドコート界面付近にまで達しているものがある。250サイクル（図5(c)）ではトップコート中には縦き裂と横き裂が観察され、さらにそれらが合体している。また、横き裂は界面に沿って成長しており、はく離はこのような状態を経て生じると考えられる。

また、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)によって進められた「二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービン技術の開発 第Ⅰ期研究開発」(1999～2001)では、メタン(LNG)・酸素燃焼による1700℃級ガスタービン技術の開発が行われ、その一環として、タービン翼用TBCの開発・評価が行われた。本装置は、TBCの劣化損傷に及ぼす熱サイクルの影響について検討するために用いられた⁽²⁾。表1は、本試験装置で評価を行ったTBCを示し、それぞれのトップコートの特徴は以下のとおりである。

- ① トップコートの焼結に伴う熱伝導率の低下を抑制するため、YSZの原料粉末の高純度化を図ったもの。
- ② 従来の Y_2O_3 に替わる安定化材としてこれまでほとんど報告例のない希土類元素（ランタノイド系元素）の酸化物エルビア(Er_2O_3)に着目したもの(ErSZ)。
- ③ 結晶安定性、熱伝導率、線膨張係数の観点から、相変態のないランタンジルコネート($La_2Zr_2O_7$)。
- ④ YSZよりも優れた耐環境性が期待される7.5%スカンジウム(Sc_2O_3)部分安定化ジルコニア(ScSZ)を、電

子ビーム物理蒸着法(EB-PVD)で施工し、柱状組織化したものである。

熱サイクル試験は、各々の試験片に対して熱負荷条件を基材表面温度950℃、トップコート1300℃（推定）で初期設定して行い、高熱流束加熱時間は3分、冷却時間は2分とした。図6は、繰り返しの伴う基材表面温度の変化を示す。焼結によるトップコート厚さ方向の熱伝導率変化がないと考えられる柱状組織のScSZは、繰返し回数が増加しても基材表面温度の上昇はほとんど見られない。一方、APSで施工した多孔質のTBCについて見ると、高純度YSZおよび $La_2Zr_2O_7$ は繰返しにともなって基材表面温度が上昇し、特に、高純度YSZでは繰返し100回で基材表面温度に約100℃の温度上昇が見られた。これに対して、ErSZでは基材表面温度の上昇は本実験範囲ではわずかであり、耐焼結性が大幅に改善されていることが明らかになった。以上より、トップコートの焼結は基材表面温度の上昇を引き起こすため、トップコートの耐焼結性の向上が重要と考えられた。

このように本装置は、TBCの損傷過程、あるいは劣化損傷に及ぼす熱サイクルの影響の把握に有効であり、今後も本装置を利用してTBC耐久性評価技術開発に取り組む予定である。

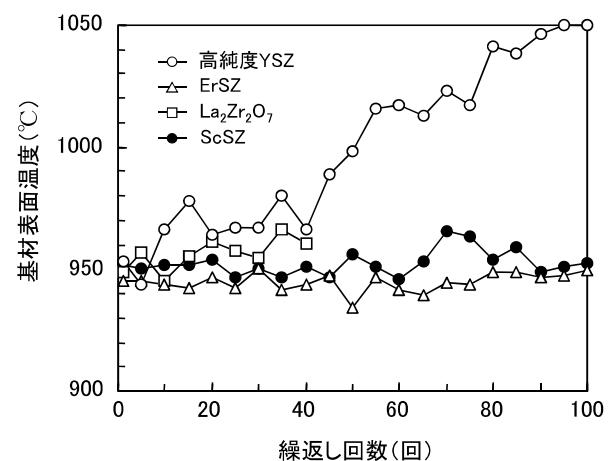


図6 熱サイクル試験時の基材表面温度の変化

表1 供試TBC試験片

項目 \ 記号		高純度YSZ	ErSZ	La ₂ Zr ₂ O ₇	ScSZ
トップコート	材質 (施工法)	ZrO ₂ - 8%Y ₂ O ₃ (APS)	ZrO ₂ - 18%Er ₂ O ₃ (APS)	La ₂ Zr ₂ O ₇ (APS)	ZrO ₂ - 7.5%Sc ₂ O ₃ (EB-PVD)
	厚さ(mm)	0.25	0.16	0.135	0.25
	熱抵抗値 (mK/W)	1.6 × 10 ⁻⁴	1.1 × 10 ⁻⁴	1.1 × 10 ⁻⁴	1.1 × 10 ⁻⁴
ボンドコート	材質	NiCoCrAlY	NiCoCrAlY	NiCoCrAlY	NiCoCrAlY
	厚さ(mm)	0.15	0.10	0.10	0.15

3. TBC遮熱性能非破壊評価装置

当所は、これまでに、薄肉円筒形状を持つ燃焼器ライナの内面に施工されたTBCを対象に、遮熱性能の非破壊評価装置を開発し、TBCの熱抵抗を高精度で計測可能であることを示した⁽³⁾。しかし、近年は、燃焼器ライナよりも更に複雑な表面形状を持つ動翼にもTBCの適用が進められている。このため、動翼のTBCの健全性評価を非破壊で行うことができれば、最適な再コーティング時期の把握が可能になる等、保守コストの削減に大きく寄与できると考えられる。

以下に、動翼のTBCの遮熱性能を非破壊で評価する「ガスタービン翼TBC遮熱性能非破壊評価装置」の概要について紹介する。

3.1 計測原理

図7に本装置の計測原理を示す。原理は非常に単純であり、TBCの表面をレーザーなどでスポット加熱し、その時の表面温度を非接触型の赤外線センサにより計測する。初期状態と比較して、経年的に遮熱性能が劣化していれば、より多くの熱を表面から内部に伝えることになり、表面温度が初期状態よりも低くなる。つまり、レーザーの加熱条件や表面放射率などの条件が、初期状態と同一であれば、この表面温度の大小を計測することで、遮熱性能の劣化状況を非破壊で定量的に計測することが可能となる。

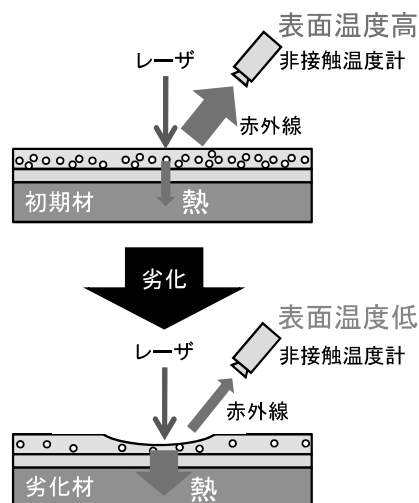


図7 計測原理

3.2 動翼を計測する場合の問題点

燃焼器ライナの場合と比較して、動翼のTBCを対象とした計測を行う場合には、いくつかの問題点がある。まず、燃焼器ライナの場合は、部品のサイズが比較的大型の薄肉円筒であり、その内面にTBCが施工されているため、レーザーにより、直径数ミリ程度の領域を加熱した場合に、その加熱領域は、局所的に平面と見なせる。つまり、加熱後の熱の伝わり方が非常に単純である。一

方、動翼の場合は、部品のサイズが比較的小型で、表面が複雑な三次元形状であるため、レーザーで加熱した場合にも、加熱部分は平面とは見なせない。つまり、熱の伝わり方が非常に複雑である。

次に、燃焼器ライナの場合には、円筒の中心軸上から半径方向にレーザーを照射することで、どの部分のTBCに対しても、常に垂直方向かつ等距離から加熱することが容易である。このため、どの部分のTBCに対しても、常に同じ加熱条件が成立する。一方、動翼の場合には、表面に対して、常にレーザーを垂直方向かつ等距離から照射するためには、複雑な表面形状に沿って、レーザーの照射位置や方向を細かく制御する必要がある。

さらに、燃焼器ライナの場合には、TBCの裏面にある金属基材が薄肉円筒形状であるため、どの部分に対しても、ほぼ同じ厚さおよび形状であり、基材の影響を除外した計測を行うことが可能である。一方、動翼の場合には、内部に複雑な構造の冷却流路を持つため、部位毎に基材の厚さと形状が異なる。このため、部位毎に基材の厚さと形状を考慮した計測を行う必要がある。

3.3 計測手法の考案

前節で述べた問題点を解決するために、図8に示す計測手法を考案した。まず、内部の冷却構造まで正確に再現した動翼の数値解析モデルを作成する。ここで、TBC以外の基材やボンドコーティングの熱伝導率、比熱容量、密度、また、TBCの比熱容量および密度については、文献値などを設定しておく。次に、実際の計測を行う際に使用するレーザーの加熱条件（加熱強度、加熱領域、加熱源移動速度）と同様の加熱条件をモデル上に設定する。さらに、適当なTBCの熱抵抗を設定し、温度計測点（加熱点または少し離れた点に設定）における温度変化を非定常熱伝導解析で求める。これを何度か繰り返し、TBCの熱抵抗と表面温度の検定線を作成する。なお、検定線は、部位毎（温度計測点毎）に作成する必要がある。この際、全ての部位に対する検定線を作成するには、多大な労力が必要となるため、特に損傷の多い

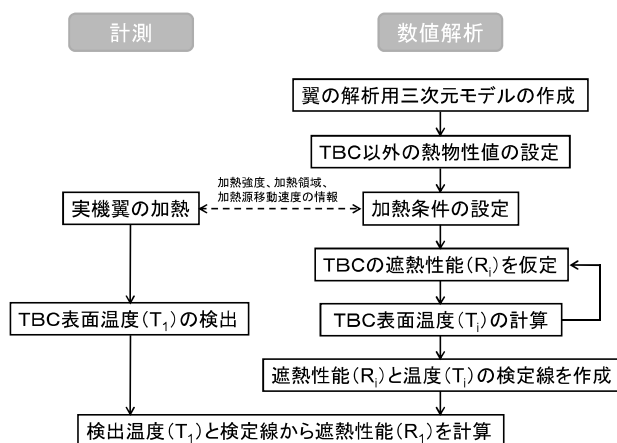


図8 考案した計測手法

部位や経験的に高温になることが分かっている代表的な部位に対してのみ検定線を作成する方法が効果的である。

次に、実際の動翼に対して、数値解析の場合と同様の条件でTBC表面を加熱し、同じ温度計測点における温度変化を赤外線センサで計測する。この計測温度と、その部位に対応する検定線から熱抵抗を得ることができる。

このような手法を実現するための装置構成について、検討を行った。

3.4 必要な装置構成

前節で述べた手法を実現するために必要な装置構成を図9に示す。計測部分は、TBCを加熱するためのCO₂レーザ、動翼表面に沿って、レーザを照射するためのロボット、レーザをロボットアーム先端まで伝送するための多関節アーム、表面温度を計測するためのサーモグラフィ、動翼を回転させるための回転テーブルから構成されている。CO₂レーザについては、前述した燃焼器ライナに対する計測装置で、効率的な加熱が可能であることが実証済みである。また、ロボットの採用により、レーザの照射位置と方向を翼表面形状に沿って細かく制御することが可能である。さらに、CO₂レーザの波長以外の検出波長を持つサーモグラフィを用いることで、レーザを連続的に移動させながら、温度計測を行うことが容易となる。なお、サーモグラフィを使用する場合には、TBC表面の放射率を別途求める必要がある。

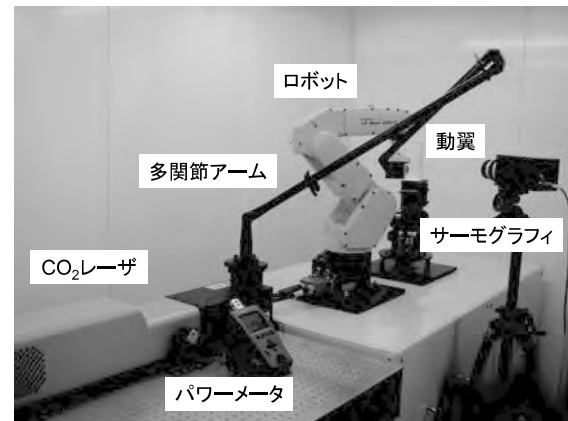


図10 装置の外観

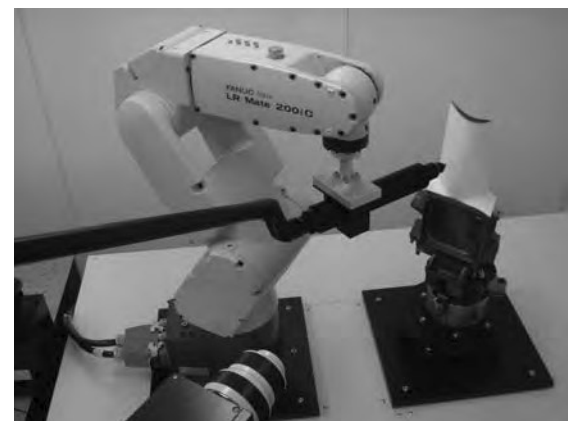


図11 計測の状況

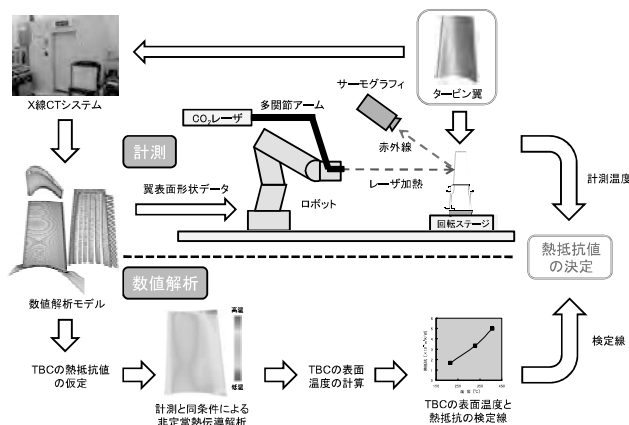


図9 必要な装置構成

図10に装置の外観、および図11に計測の状況を示す。今後は、開発した装置の計測精度の検証を行う予定である。

4. 耐減肉特性評価試験設備

高温高速燃焼ガス流中においては、燃焼ガス中の水蒸気が原因となりセラミックスに減肉が進行することが明らかになっている⁽⁴⁾。現用のTBCではトップコートにY₂O₃部分安定化ジルコニア (YSZ) が採用されているが、ガスタービンの超高温化に伴うTBC表面温度の上

昇によって減肉現象が顕在化する可能性があり、TBCトップコートの耐減肉特性を検討しておくことが重要である。

本章では燃焼ガス流中においてYSZの耐減肉特性を検討した結果を含めて、耐減肉特性評価のための燃焼ガス流曝露試験装置と新たに開発した高温ガス流材料減肉試験装置について、その概要を紹介する。

4.1 燃焼ガス流曝露試験装置⁽⁴⁾

燃焼ガス流中におけるセラミックスの耐減肉特性を検討するためには、従来のバーナーリグ試験装置とは異なり、試験片の曝露条件の明確化が可能であり、減肉の影響因子であるガス温度 (試験片温度)、圧力、ガス組成を独立して調整できることが必要である。図12に耐減肉特性評価のために開発した燃焼ガス流曝露試験装置の構造概略と外観を、表2にその仕様を示す。本装置では曝露条件を明確にできるように燃焼器で発生した燃焼ガスは試験部耐火材内部に設置した試験片ホルダ (SiC製、内径30mm) 内に導かれ、ホルダ内に1本設置した試験片 (幅2×奥行10×高さ40mm) を、ホルダ内を通過する高温高速の燃焼ガス流によって曝露する方式を採用しており、ホルダには試験片を模擬した温度計 (SiC製保護管、R型シース熱電対) が設置されている。また、ガ

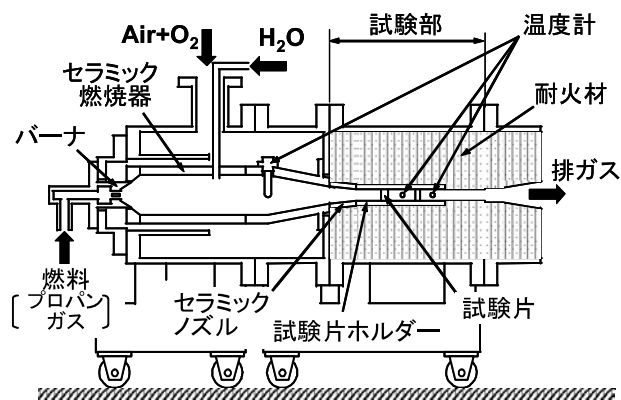


図12 燃焼ガス流曝露試験装置の構造概略と外観
(上：構造概略，下：外観)

表2 燃焼ガス流曝露試験装置の仕様

ガス（試験片）温度	max. 1600℃
ガス圧力	max. 0.8MPa
水蒸気分圧*	max. 120kPa
ガス流速*	max. 250m/s
試験片寸法	板状：10×約40×t2mm

※：ガス圧力0.4MPa（基準）における値

ス温度や圧力に依らず，ガス組成（水蒸気分圧等）を独立して調整できるように燃焼器への水蒸気等の供給を可能としている。

本装置を用いた各種セラミックスの試験結果と物質移動のアナロジーから，セラミックスの減肉量（重量減少量 ΔW (mg/cm²)）は次式で整理することができ，各種条件における減肉量をおおよそ推定することができる⁽⁴⁾。

$$\Delta W = c \cdot \exp\left[-\frac{E}{R \cdot T}\right] \cdot (P_{H_2O})^n \cdot \frac{Re^{0.8}}{P} \cdot t \quad (1)$$

ここで， c ：材料による定数， E ：材料の見かけの活性化エネルギー (kJ/mol)， R ：ガス定数 (8.13kJ/mol・K)， T ：温度 (K)， P_{H_2O} ：水蒸気分圧 (MPa)， n ：材料による定数， Re ：レイノルズ数， P ：圧力 (MPa)， t ：時間 (h) である。式(1)からわかるように，各種セラミックスの耐減肉特性評価には温度と水蒸気分圧を変化させた試験から，材料によって異なる c ， E ， n を求める

必要がある。

本装置を用いてYSZの燃焼ガス流中における耐減肉特性を検討した結果を図13と図14に示す。なお，試験条件はガス温度（試験片温度） $T=1500^\circ\text{C}$ ，圧力 $P=0.3\text{MPa}$ ，ガス流速 $V=150\text{m/s}$ ，水蒸気分圧 P_{H_2O} =約35kPaを一定とした。図13に不純物含有量の異なるYSZ焼結体を10時間曝露した場合の不純物含有量と重量変化量の関係を示す。TBCトップコートのYSZ溶射材の不純物は一般に0.1～0.3wt.%程度と少ないが，YSZの耐減肉特性には不純物含有量が大きく影響しており，不純物含有量を減少させ，高純度化によってYSZの耐減肉特性を向上できるものと考えられる。図14は高純度YSZを曝露した場合の曝露時間と重量変化量の関係であり，図には参考のために Al_2O_3 ， SiC ， Si_3N_4 の重量変化も合わせて示した。図から明らかなように，高純度YSZでは20時間までの範囲では重量減少は確認されず，高純度YSZは他のセラミック材料に比べて優れた耐減肉特性を有することがわかる。

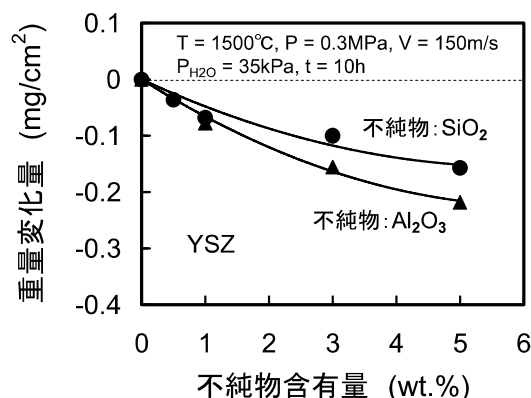


図13 不純物含有量と重量変化量の関係

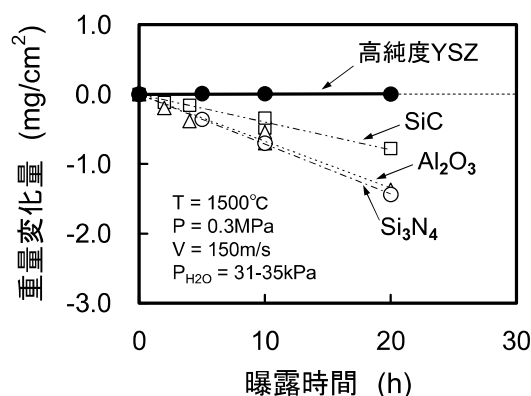


図14 曝露時間と重量変化量の関係

4.2 高温ガス流材料減肉試験装置⁽⁵⁾

前節の高純度YSZの試験結果より，高純度YSZの耐減肉特性の定量的評価には各種条件における長時間の試験が必要であり，燃焼ガス流曝露試験装置ではその実施に困難を伴う。そのため，小型かつ簡便な試験装置として高温ガス流材料減肉試験装置を開発した。高温ガス流材

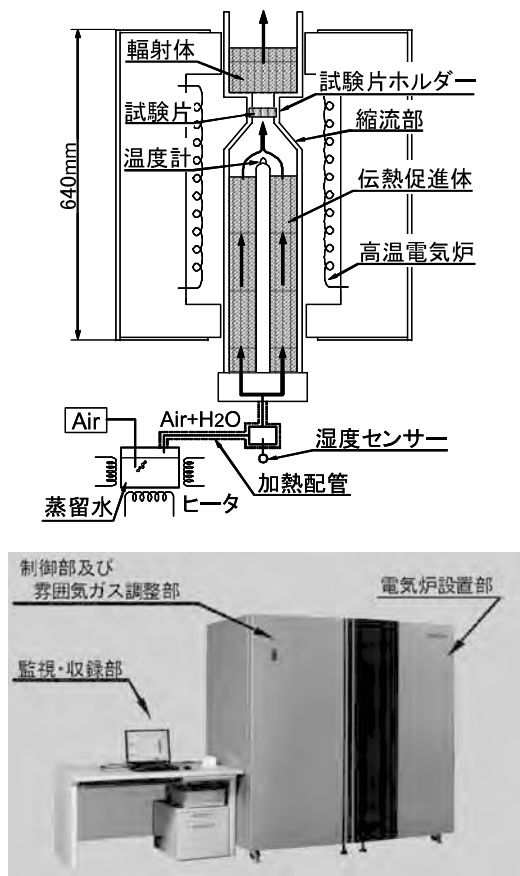


図15 高温ガス流材料減肉試験装置の構成概略と外観
(上：構成概略，下：外観)

料減肉試験装置の構成概略と外観を図15に、また、設計仕様を表3に示す。本装置では加熱源に高温電気炉を採用するとともに、水蒸気を含む雰囲気ガスの加熱部に伝熱促進体を設置することにより小型化が図られている。また、雰囲気ガス（水蒸気分圧、空気量等）の調整も含めて自動制御されるため、長時間の試験を簡便に実施することが可能である。装置の設計仕様としては加熱された雰囲気ガス（ T ＝約1700℃、 P_{H_2O} ＝約70kPa）を縮流させて、約10m/sまでのガス流速による試験が可能である。ただし、本装置の試験圧力は大気圧であり、ガス流れの状態は燃焼ガス流と大きく異なるため、本装置における耐減肉特性の評価は式(1)における水蒸気との反応に係わる E と n の定量的評価が中心となる。

図16と表4に燃焼ガス流中での耐減肉特性が既知のアルミナ（ Al_2O_3 ）を試験した結果を示す。図16に曝露時間と重量変化量の関係を示すが、本装置では Al_2O_3 に対して減肉現象を発生させることができ、燃焼ガス流曝露試験と同様に、 Al_2O_3 の重量は曝露時間に対してほぼ直線的に減少することがわかる。また、ガス温度（試験片温度）と水蒸気分圧を変化させた試験から Al_2O_3 の耐減肉特性を検討した結果を表4に示すが、本装置によって得られた式(1)における E と n は燃焼ガス流曝露試験の結果と概ね一致しており、本装置によって水蒸気との反応

表3 高温ガス流材料減肉試験装置の設計仕様

ガス（試験片）温度	max. 1700℃
ガス圧力	大気圧
雰囲気ガス	Air + H ₂ O（搬送ガス + H ₂ O）
水蒸気分圧	max. 70kPa
ガス流速	max. 10m/s
試験片寸法	板状：5×20×t1mm

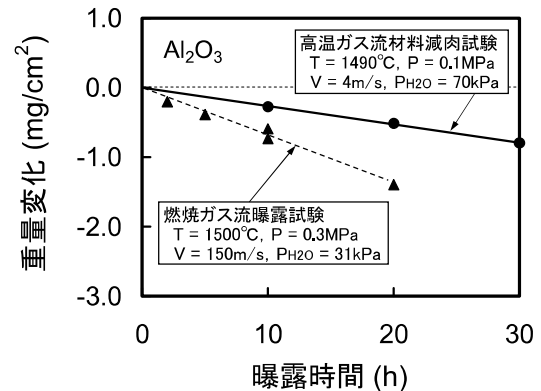


図16 曝露時間と重量変化の関係
〔アルミナの場合〕

表4 ガス（試験片）温度と水蒸気分圧の影響
〔アルミナの場合〕

試験方法	E (kJ/mol)	n
高温ガス流材料減肉試験	220 ~ 270	1.2 ~ 1.5
燃焼ガス流曝露試験	約240	1.3 ~ 1.5

に係わる E と n の定量的評価が可能であることがわかる。

本装置は材料の耐減肉特性評価に活用でき、現在、高純度YSZの耐減肉特性の評価を目的に高純度YSZ焼結体の長時間曝露試験が実施されている。

5. まとめ

本報告では、電力中央研究所におけるガスタービン用コーティングの評価試験設備について紹介した。ガスタービンの高温化に伴い、TBCをはじめとするコーティング技術は一層重要になると考えられる。これらの試験設備を用いて耐久性評価技術を開発することより、ガスタービン高温部品の信頼性向上および保守コストの削減に寄与できると考えている。

参考文献

- (1) 岡田満利，久松暢，大谷隆一，有川秀行，児島慶享，第42回高温強度シンポジウム前刷集，（2004），p.113
- (2) 久松暢，CO₂回収対応クローズドガスタービン用遮熱コーティングの開発，日本ガスタービン学会誌，30-6（2002-11），p.519
- (3) 森永雅彦，藤井智晴，高橋毅，木村修，菅原秀朗，中嶋武治，電力中央研究所報告W01036（2002）
- (4) 百合功，久松暢，電力中央研究所報告W02017（2003）
- (5) 百合功，久松暢，電力中央研究所報告Q08033（2009）

高レイノルズ数条件下における 高圧タービン翼まわりの非定常流れ解析 (後縁近傍の非定常流れとベース圧)

Unsteady Flow Analysis around a High-Pressure Turbine Vane
under a High Reynolds Number Condition
(Unsteady Flow near the Trailing Edge and the Base Pressure)

石川 慶拓^{*1}
ISHIKAWA Yoshihiro

船崎 健一^{*2}
FUNAZAKI Ken-ichi

山田 和豊^{*3}
YAMADA Kazutoyo

ABSTRACT

This paper presents the attempts to predict the base pressure of the unsteady flowfield in a high-pressure turbine vane using the numerical simulation. In the present work, a two-equation turbulence model based unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) simulation and detached-eddy simulation (DES) are carried out. The flowfield contains the unsteadiness caused by the vortex shedding which affects the base pressure behavior. For this reason, the time-accurate unsteady simulations are used with a second-order accurate implicit time marching method. The base pressure decrease is well known as a phenomenon which should be avoided as much as possible to reduce the blade profile loss. The fine grid DES result provides the quantitatively agreement with the experimental data and shows the LES-like vortex structure in the wake. Meanwhile, the same grid URANS result provides the two-dimensional spanwise vortex structures and the base pressure decrease stronger than the DES result.

Key Words : タービン, 高レイノルズ数流れ, ベース圧, 渦放出, Turbine, High Reynolds number flow, RANS, DES, CFD, Base Pressure, Vortex Shedding

主な記号

a_1 : モデル定数 [-]

C : コード長 [m]

C_{ax} : 軸コード長 [m]

C_{DES} : モデル定数 [-]

C_ω : クロス拡散項

$CD_{k-\omega}$: クロス拡散項の $k-\omega$ モデル部分

c : 音速 [m/s]

D : 散逸項, 後縁厚さ [m]

F_1, F_2 : 第一および第二混合関数

H : 非粘性流束ベクトル

k : 乱流運動エネルギー [m^2/s^2]

L : 代表長 [m]

l : 長さスケール [m]

n_x, n_y, n_z : 単位法線ベクトルの x, y, z 方向成分

P, \tilde{P} : 生成項, 制限関数を適用した生成項

p : 圧力 [Pa]

Q : 保存量ベクトル

R : 粘性流束ベクトル

Re : レイノルズ数

S : 検査体積の表面, 翼面座標

S : ひずみ速度テンソルの絶対値 [1/s]

S_{ij} : ひずみ速度テンソル [1/s]

T : 体積力ベクトル

T : 温度 [K]

t : 時間 [s], 無次元時間 [-]

Tu : 乱れ度 [%]

U : セル界面に垂直な方向の流速 [m/s], 絶対流速 [m/s]

u, v, w : x, y, z 方向速度成分 [m/s]

V : 体積積分の検査体積

原稿受付 2009年4月16日

校閲完了 2009年12月2日

*1 岩手大学大学院工学研究科生産開発工学専攻
〒020-8551 岩手県盛岡市上田4-3-5

*2 岩手大学工学部機械システム工学科

*3 九州大学大学院工学研究院機械工学部門

Email : t5205002@iwate-u.ac.jp

x, y, z : デカルト座標系
 α : モデル定数 [-]
 β, β^* : モデル定数 [-]
 Δ : 局所格子間隔の最大値 [m]
 $\Delta_\xi, \Delta_\eta, \Delta_\zeta$: ξ, η, ζ 方向の格子間隔 [m]
 Δt : 時間刻み幅 [s]
 μ : 粘性係数 [Pa·s]
 μ_T : 乱流粘性係数 [Pa·s]
 ξ, η, ζ : 物体適合座標系
 ρ : 密度 [kg/m³]
 σ : モデル定数 [-]
 Ω_{ij} : 渦度テンソル [1/s]
 ω : 比散逸率 [1/s]
 下添字
 1: 入口
 2: 出口
 is : 等エントロピー状態
 k : k の輸送方程式
 $k-\omega$: $k-\omega$ モデル
 ω : ω の輸送方程式
 ref : 無次元化に用いる参照状態
 t : よどみ点状態
 tm : 乱流モデル
 上添字
 DES : Detached-Eddy Simulation
 $RANS$: Reynolds-averaged Navier-Stokes

1 緒 言

高圧タービン翼の後縁は比較的厚いため、その背後にはく離領域が形成される。この領域はベース領域と呼ばれている。ベース領域の圧力がよどみ圧などと比べて低くなると、形状損失の増大を招くことが知られている⁽¹⁾。このようなベース圧低下による損失をベース損失と呼ぶ。空力損失の少ない高性能なタービン翼を設計するためには、ベース圧に関する情報が不可欠なことから、その予測方法や特性に関する様々な研究が行われてきた⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾。Carlsson⁽⁵⁾によると、2段の軸流タービン全体の損失の内、翼後縁における損失の占める割合は約6%である。Denton⁽¹⁾は、厚い後縁を持つ翼列モデルを用いて、後縁損失をベース圧低下による損失、境界層の混合損失そして後縁と境界層厚さのブロックageによる損失の3つに分類されることを示している。このうちの大部分がベース圧低下によるものと考えられるため、ベース圧の低下現象と予測はタービン翼の設計において重要な関心事である。ところが、ベース圧は後縁からの渦放出などの非定常性に影響を受けたり⁽⁴⁾、ベース領域がはく離流れであることから、CFDによる予測は決して容易ではない。近年、タービン以外の高レイノルズ数条件下におけるベース圧の予測に、DES (Detached-Eddy Simulation) などのRANS/LESハイブリッド手法を用いて成功を取

めた事例が報告されている⁽⁶⁾⁽⁷⁾。それらの研究は、LESでは計算が不可能なレイノルズ数条件下でRANSとLESを組み合わせてることによって、ベース圧を高精度に予測できた好例である。そこで本研究では、ベース圧に関する詳細な実験データを利用できる高圧タービンペーンを対象として、URANS (Unsteady RANS) およびDESを用いた非定常流れ場の計算を行い、ベース圧を支配している後縁流れ場の理解と、ベース圧の定量的な予測精度改善を試みた。

表1 VKI HP turbine vane specifications and the test conditions.

Chord length C	0.14 [m]
Axial chord length C_{ax}/C	0.656 [-]
Inlet total temperature T_{t1}	280 [K]
Inlet total pressure p_{t1}	140000 [Pa]
Inlet turbulent intensity T_u	1%
Reynolds number Re at $M_{2,is} = 0.79$	2.8×10^6

2. テストタービン翼・試験条件

本研究では、翼データとともに詳細な実験データが利用可能なことから、Sieverdingら⁽⁴⁾によって行われたVKI HPタービン翼の実験を基に数値解析を行った。

表1にVKI HPタービン翼の諸元と試験条件を示す。流れは、現在の計算機を用いたLESでは予測困難な高レイノルズ数であり、渦放出とそれに伴って発生する圧力波が混在する、極めて非定常的な流れ場である。

3. 数値解析手法

Navier-Stokesソルバーには著者らが開発を進めているin-house CFDコード⁽⁸⁾を用いた。このコードは、空間の離散化に有限体積法を用いており、マルチブロック構造格子の各ドメインを1プロセスに割り当てる並列計算を行うことができる。データ通信にはMPI (Message Passing Interface) が用いられる。このコードに本研究に必要な計算手法を組み込んでいる。計算には、自作PC クラスタ8台 (Intel社製Core 2 Quad Q6600 プロセッサ搭載、1000Base-T ネットワーク) を使用した。以下にソルバーについて詳述する。

3.1 支配方程式

支配方程式として、レイノルズ平均を施した3次元非定常圧縮性Navier-Stokes方程式を用いた。同式を積分形式で表すと次のようになる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{H} dS = \frac{1}{Re} \iint_S \mathbf{R} dS \quad (1)$$

(1)式は、参照状態の密度 ρ_{ref} 、代表長 L 、参照状態の音速 c_{ref} 、参照状態の温度 T_{ref} および参照状態の粘性係数 μ_{ref} で無次元化されており、右辺に現れるレイノルズ数は $Re = \rho_{ref} c_{ref} L / \mu_{ref}$ である。

3.2 SST モデル

乱流モデルとして、2方程式モデルの中でも航空分野や内部流れに最も頻繁に用いられるSSTモデル⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾を用いた。

よく知られているように、SSTモデルはWilcoxの $k-\omega$ モデル⁽¹¹⁾と標準 $k-\varepsilon$ モデルのハイブリッドモデルである。 $k-\omega$ モデルは、 ω の流入境界条件の影響を受けやすいという欠点を持つ反面、壁面近傍の流れ場においては安定に計算でき、予測精度も良好である⁽⁹⁾⁽¹²⁾。一方、 $k-\varepsilon$ モデルは、 ε の流入境界条件の影響を受けにくく、自由せん断流の予測精度は $k-\omega$ モデルよりも優れている⁽⁹⁾。

SSTモデルは、壁面近傍では $k-\omega$ モデルとなり、主流や自由せん断流では $k-\varepsilon$ モデルとなるように開発されたモデルである。さらに、逆圧力勾配下での離れの予測精度を改善するために、渦粘性係数に制限が設けられている。SSTモデルの輸送方程式は次式で与えられる⁽¹⁰⁾。

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q}_{tm} dV + \iint_S \mathbf{H}_{tm} dS &= \frac{1}{Re} \iint_S \mathbf{R}_{tm} dS + \iiint_V \mathbf{T}_{tm} dV \\ \mathbf{Q}_{tm} &= \begin{bmatrix} \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix} \quad \mathbf{H}_{tm} = \begin{bmatrix} \rho k U \\ \rho \omega U \end{bmatrix} \\ \mathbf{R}_{tm} &= \begin{bmatrix} (\mu + \sigma_k \mu_T) \left(n_x \frac{\partial k}{\partial x} + n_y \frac{\partial k}{\partial y} + n_z \frac{\partial k}{\partial z} \right) \\ (\mu + \sigma_\omega \mu_T) \left(n_x \frac{\partial \omega}{\partial x} + n_y \frac{\partial \omega}{\partial y} + n_z \frac{\partial \omega}{\partial z} \right) \end{bmatrix} \\ \mathbf{T}_{tm} &= \begin{bmatrix} \tilde{P}_k - D_k \\ P_\omega - D_\omega + C_\omega \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

ここで、

$$U = un_x + vn_y + wn_z \quad (3)$$

$$\tilde{P}_k = \min(P_k, 10 \cdot D_k), \quad P_k = \frac{1}{Re} \mu_T S^2 \quad (4)$$

$$\mathbf{S} = (2S_{ij}S_{ij})^{1/2}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

$$\mu_T = \frac{\rho k / \omega}{\max[1, S F_2 / (a_1 \omega)]} Re, \quad a_1 = 0.31 \quad (6)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (7)$$

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2k^{1/2}}{\beta^* \omega y}, \frac{1}{Re} \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right), \quad \beta^* = 0.09 \quad (8)$$

$$D_k = \beta^* \rho k \omega, \quad P_\omega = \alpha \rho S^2, \quad D_\omega = \beta \rho \omega^2 \quad (9)$$

$$C_\omega = 2(1 - F_1) \rho \sigma_\omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (10)$$

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (11)$$

$$\arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{k^{1/2}}{\beta^* \omega y}, \frac{1}{Re} \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right), \frac{4\rho \sigma_\omega k}{CD_{k\omega} y^2}\right] \quad (12)$$

$$CD_{k\omega} = \max\left(2\rho \sigma_\omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10}\right) \quad (13)$$

表2 Model coefficients of SST model.

ϕ	ϕ_1 for $k-\omega$	ϕ_2 for $k-\omega$
σ_k	0.5	1.0
σ_ω	0.5	0.856
β	0.075	0.0828
α	5/9	0.44
C_{DES}	0.78	0.61

表2にモデル定数をまとめて示す。各モデル定数は、第一混合関数 F_1 を用いて次のように計算される。

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1) \quad (14)$$

式(2)の k は c_{ref}^2 、 ω は c_{ref}/L 、 μ_T は μ_{ref} でそれぞれ無次元化されている。

3.3 DES

2方程式モデルを用いたDESを行うために、Strelets⁽¹³⁾が提案した手法をベースに、Menter⁽¹⁰⁾によって修正された手法を用いた。以下ではまず、2方程式モデルを使ったDESの概要を説明した後、本研究で用いた手法を概説する。

3.3.1 Streletsの定式化

2方程式モデルを用いたDESでは、乱流運動エネルギー k の輸送方程式の散逸項 D_k を操作することによって、RANSとLESを切り替える。RANSにおける k の散逸項は、乱流の長さスケール $l_{k-\omega}$ を用いて次のように書ける。

$$D_k^{RANS} = \rho \beta^* k \omega = \rho k^{3/2} / l_{k-\omega} \quad (15)$$

ここで、 $l_{k-\omega} = k^{1/2} / (\beta^* \omega)$ である。DESでは、式(15)の $l_{k-\omega}$ をDESの長さスケール \tilde{l} に置き換える。

$$D_k^{DES} = \rho k^{3/2} / \tilde{l} \quad (16)$$

ここで、 $\tilde{l} = \min(l_{k-\omega}, C_{DES} \Delta)$ である。 Δ に関しては後に詳細を述べる。モデル定数 C_{DES} はSSTモデルの混合関数を使って、

$$C_{DES} = (1 - F_1) C_{DES}^{k-\varepsilon} + F_1 C_{DES}^{k-\omega} \quad (17)$$

と計算される。

3.3.2 Menterの定式化

式(16)のStreletsによるオリジナルの定式化では、計算格子によってRANSからLESへ切り替わる位置が不確定となり、Modeled Stress Depletion (MSD), Grid-Induced Separation (GIS) といった問題が起こることが知られている⁽¹⁴⁾。そこで、MSDやGISを回避するための手法がいくつか提案されており⁽¹⁰⁾⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾、本研究では実装が簡単なMenterの手法⁽¹⁰⁾を用いた。このとき、 D_k^{DES} は次のように表される。

$$D_k^{DES} = \beta^* \rho k \omega \cdot \max\left\{\frac{l_{k-\omega}}{C_{DES} \Delta} (1 - F_2), 1\right\} \quad (18)$$

式(18)における C_{DES} の値には0.61を用いる。 C_{DES} の詳細については、Strelets⁽¹³⁾やYan⁽¹⁶⁾の文献に詳しい。 Δ はLESのフィルタ幅に相当するものであり、様々な定義方法が存在し、議論の余地が残されている。本研究ではDESで標準的に用いられている方法に従い、次のように局所格子間隔の最大値を用いる。

$$\Delta = \max(\Delta_\xi, \Delta_\eta, \Delta_\zeta) \quad (19)$$

ここで、 ξ , η , ζ は一般曲線座標系を表しており、 Δ_ξ は ξ 方向の実際の格子幅を示している。 Δ_η , Δ_ζ も

同様に η 方向と ζ 方向の格子幅である。

3.3.3 D_k^{DES} の挙動

式(18)の基本的な働きを詳細に説明する。SSTモデルなどの2方程式モデルでは、 k の散逸項 D_k と生成項 P_k のバランスによって渦粘性の大きさが決まるようになっている。

RANSモードでは式(18)のmax関数が第二引数を取る。このとき、 k の散逸項は $D_k = \beta^* \rho k \omega$ となり、RANSの渦粘性を算出するようになっている。

一方、LESモードでは、式(18)のmax関数は第一引数を取る。このとき、 k の散逸項は $D_k = \rho k^{3/2} / (C_{DES} \Delta)$ となり、LESのSGS粘性に相当する大きさの渦粘性が算出される。また、境界層の外側（このとき $F_2=0$ ）でLESモードに切り替わり易くするためには、格子解像度を上げて Δ を小さくすれば良いことがわかる。

3.4 流束計算法

URANSとDESでは異なる非粘性流束の計算手法が用いられる。URANSでは、MUSCLスキームによって最大3次に補間された変数とSHUS (Simple High-resolution Upwind Scheme)¹⁷⁾によって計算した非粘性流束を用いる。

DESではLESの領域で数値粘性を十分に小さくする必要があるため、2次精度の中心型スキーム (2nd-order Central) に、Jamesonの数値粘性項を入れて非粘性流束を計算した。ただし、Jamesonの数値粘性項はそのままでは乱流の渦構造を衝撃波と誤認してしまうことがあり、その部分にLESとしては過剰な数値粘性が入ってしまうことがある。これを回避するために、Ducros¹⁸⁾によって提案された修正関数を併用し、できるだけ数値粘性の入らないように計算を行った。

なお、URANSをDESで用いたこの流束計算法で行った場合に、SHUS+MUSCLで計算した場合と類似の結果となることを別途確認している。これは、URANSにおいてはスキームに含まれる数値粘性よりも、乱流モデルによる渦粘性の方がはるかに大きいために、数値粘性の大きさが解に及ぼす影響が見えなくなるからである。

粘性流束は、Gaussの発散定理に基づき、2次精度で速度勾配と温度勾配を計算し、それらを用いて粘性流束の各成分を計算した。

3.5 時間積分法

時間微分項を3点後退差分で近似し、MFGS (

表3 Grid specifications

Grid Type	TE-semicircle	Spanwise	Total Points	Minimum Grid Spacing [m]
Grid G	50	38	518,700	$1 \times 10^{-6}C$
Grid C	100	38	2,038,244	$1 \times 10^{-6}C$
Grid D	100	76	4,078,488	$1 \times 10^{-6}C$

Matrix-Free Gauss-Seidel) 陰解法¹⁹⁾を適用した。このとき、時間2次精度を維持するために内部反復を5回実施し、非定常方程式の平均残差を約2桁落とした。時間刻み幅は最小CFL (Courant-Friedrich-Lewy) 数が10以下となるように、 $\Delta t = 0.001L/c_{ref}$ [s] とした。

4. 計算格子

本研究では3種類の計算格子を用意して格子解像度が解に及ぼす影響も調べている。ベース圧の予測を正確に行うということが今回のシミュレーション目的のひとつであるため、ベース圧の予測精度と関連があると考えられる翼後縁の半円上の格子点数をパラメータとした2種類の2次元断面の格子を用意し、これらをスパン方向に積み重ねた。スパン方向の計算空間の長さは $0.2C$ である。翼後縁の半円上の格子点数は50点を基準とし、倍の100点の場合も調査した。本研究で使用した計算格子の詳細を表3にまとめる。Grid G, Grid C, Grid Dの順に格子点数が増大する。Grid CとDは同じ2次元断面の格子から作成された。スパン方向の格子点数は過去の経験を基にして38点を基準に、Grid Dではその2倍の76点としている。Grid GとGrid Cを比較することにより、後縁の半円上の格子点数の影響を、Grid CとGrid Dの比較からはスパン方向の格子点数の影響をそれぞれ調べることを意図した。

図1に計算格子と計算領域の概要を示す。計算格子は全てH-O-H トポロジで構成されたマルチブロック構造格子である。入口境界を翼前縁から $0.5C$ 上流の位置に設定している。出口境界は翼後縁から $2.0C$ 下流に設け、下流へ向かって徐々に粗くすることにより、出口境界から上流へ向かう非物理的な波の反射を減衰させている。

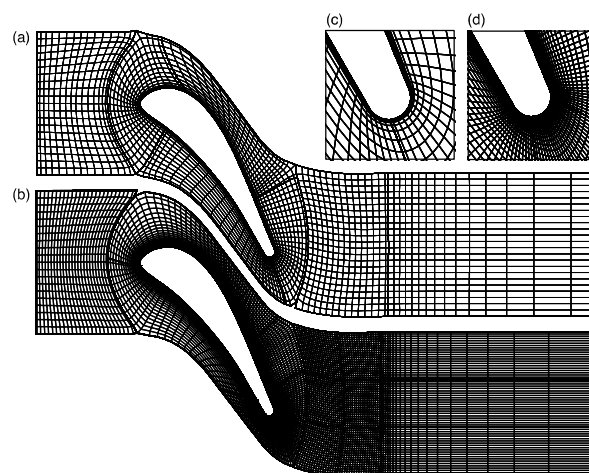


図1 The x - y plane view of computational grid (every two lines are shown). (a) Grid G, (b) Grid C and D, (c) close-up at trailing edge of Grid G and (d) close-up at trailing edge of Grid C and D.

5. 境界条件

入口境界条件にはリーマン不変量を使用する特性境界

条件を用いている。この際、全圧・全温・流入角（軸方向流入）を表1のように与えた。出口境界条件は亜音速流出境界条件とし、等エントロピーマッハ数0.79に対応する静圧を与えた。ピッチ方向およびスパン方向には周期境界条件を用い、1流路の計算を行った。

6. 結果と考察

6.1 流れ場の概要

はじめに、本計算で用いたタービンペーン内の流れ場を瞬時のマッハ数分布と後縁近傍の渦構造を用いて概説する。

図2には瞬時流れ場のマッハ数分布を示している。同図では、最も格子解像度の高いGrid Dのミッドスパン断面を示しており、(a)がURANS、(b)がDESの結果である。

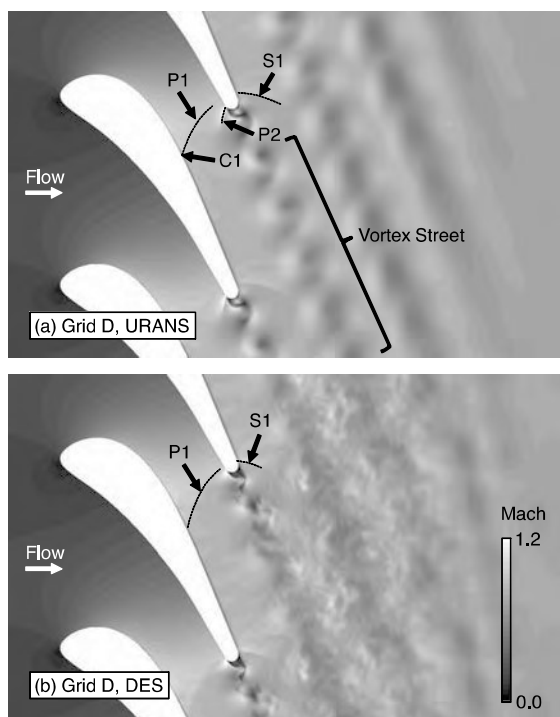


図2 Instantaneous Mach number distributions (Grid D, mid-span plane).

URANSの図中には、後縁付近の圧力波をP1, P2, S1と記しており、Pは圧力面側（PS）へ向かう圧力波、Sは負圧面側（SS）へ向かう圧力波である。これらの圧力波は、後縁のはく離せん断層の巻き上がりと同時に発生し、上流へ伝播する。今回行った非定常計算では、伝播する圧力波は格子解像度やスキームの解像度の影響で、スロート付近で見えなくなる。そのため、スロートより上流での流れ場はURANS, DES共に定常的に見える。

C1と示しているのは、翼の圧力面側を伝播する圧力波が翼の負圧面と干渉している地点である。翼列出口より下流では、翼後縁からの渦放出によって規則的な渦列による後流が形成されている。DESとURANSの主な違いはこの後流に見られる。

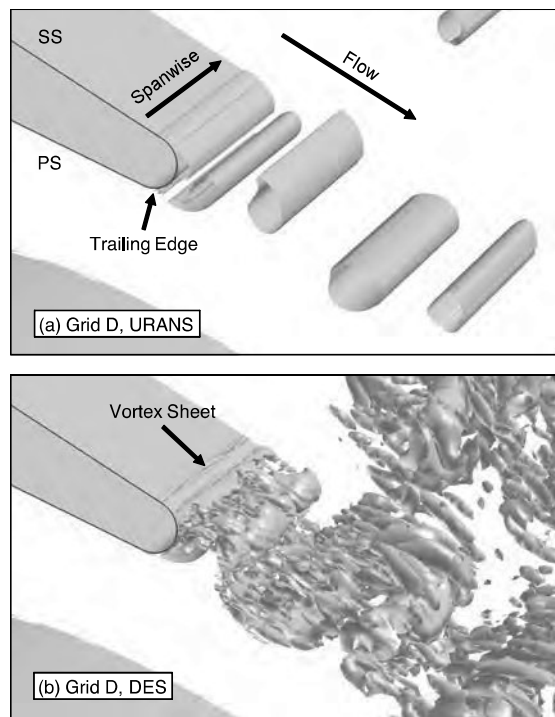


図3 Visualization of the vortex structure behind the trailing edge. The isosurface shows $Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}^2 - S_{ij}^2) = 50$.

次に、Grid Dの計算結果から得られた後縁近傍の渦構造を、Q値の等値面を用いて可視化したものを図3に示す。Q値は次のように定義される。

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}^2 - S_{ij}^2) \quad (20)$$

ここで、

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2}(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}). \quad (21)$$

URANS ではスパン方向の渦構造が完全に2次元的なものとなっているのに対し、DESでは、スパン方向に3次元性を持つ渦構造と同時に流れ方向の渦構造も現れている。

6.2 実験データとの比較

6.2.1 等エントロピーマッハ数分布

図4に時間平均流れ場の等エントロピーマッハ数分布を示す。全てのケースにおいて、 $x/C_{ax} \approx 0.9 \sim 1.0$ の後縁を除いた領域では、実験と良好に一致している。

6.2.2 境界層の速度分布

図5に時間平均流れ場における境界層の速度分布を示す。採取位置は、負圧面側、正圧面側どちらも、後縁が始まる地点から後縁の厚さDだけ上流の位置である。翼面境界層の厚さは、はく離せん断層の形成と巻き上がりに影響を与える。従って、ベース圧の予測精度にも影響があると考えられる。そのため、はく離する前の付着境界層が正確に捉えられているかは、非常に重要な関心事であり、実験と比較して確認しておく必要がある。本研

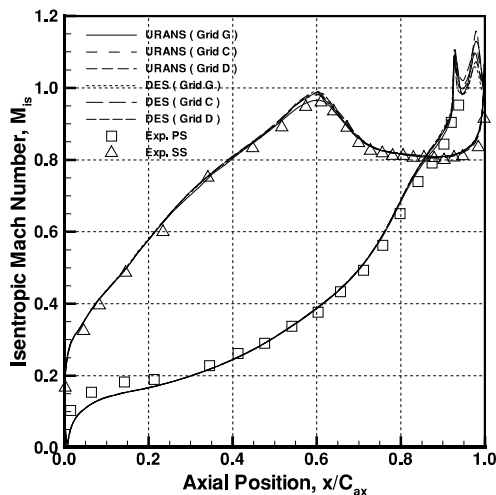
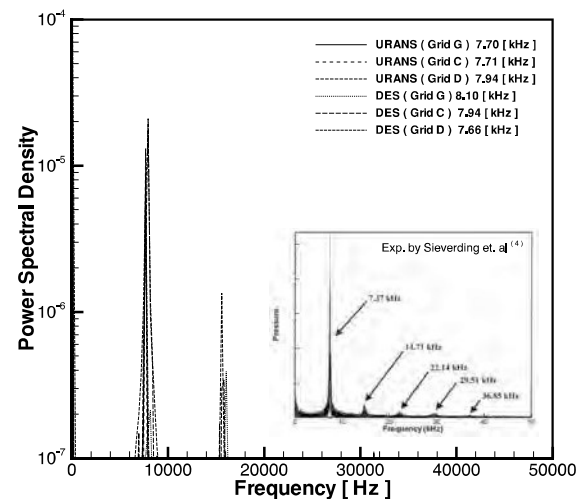
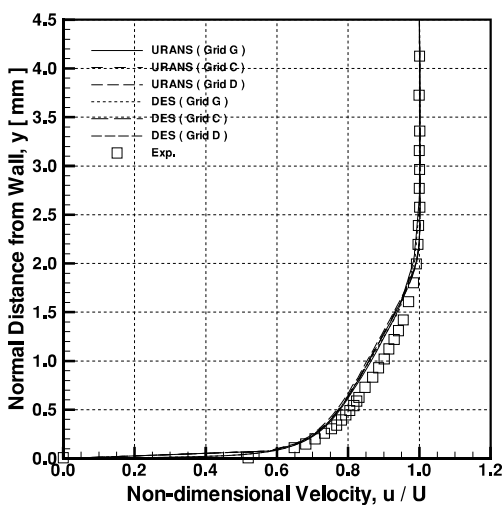
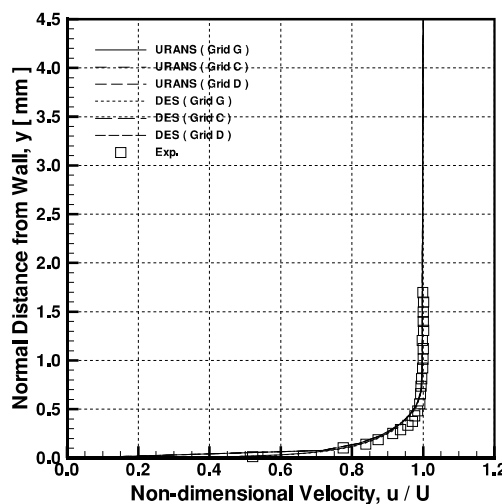


図4 Time-averaged isentropic Mach number distributions.

図6 Power spectral density of the pressure variation probed at $x/C_{ax} = 0.933$ on the pressure side.

(a) Suction side



(b) Pressure side

図5 Time-averaged boundary layer profiles.

究で行った計算では、全てのケースで実験と良く一致している。

6.2.3 渦放出周波数

図6に圧力変動のFFT解析から得られた圧力変動のスペクトルを示す。同図には、Sieverdingらの実験から得られたスペクトルも同時に示している。圧力変動は、圧力面側の後縁付近 ($x/C_{ax} = 0.933$) でサンプリングしたものである。

実験では、7.37kHzが支配的な周波数としてスペクトルに現れており、これが渦放出周波数である⁽⁴⁾。DES, RANSの各計算結果は概ね実験と近い渦放出周波数が再現できており、本研究で行った非定常計算の信頼性を裏付けるひとつの判断基準となる。

6.2.4 後縁の圧力分布

図7に翼後縁の圧力分布を示す。同図の横軸は、後縁中心 ($S = 0$) からの距離であり、後縁厚さ D で無次元化されている。ここで、 $S/D < 0$ は圧力面側、 $S/D > 0$ は負圧面側をそれぞれ示す。縦軸は入口全圧で無次元化された圧力を示す。また、各計算における圧力分布は、時間平均流れ場から得られたものであり、Sieverding

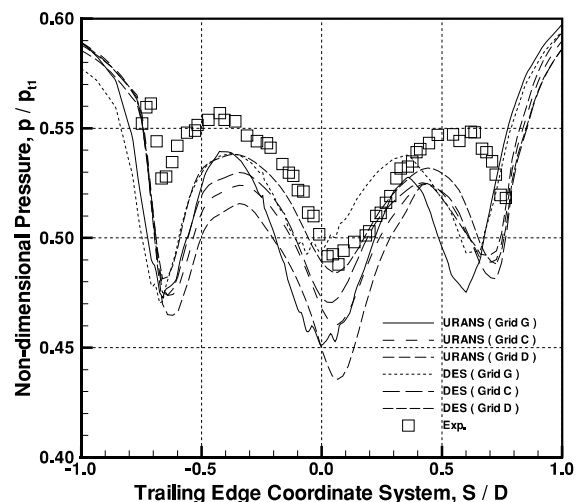


図7 Time-averaged trailing edge pressure distributions.

らによる実験データ⁽⁴⁾は、渦放出周波数を用いて位相固定平均されたものであることを留意しておく。

同図から、後縁の圧力分布は特徴的な3つの下向きのピークを持つことがわかる。各計算結果はそれらのピークを全て捉えている。左右両側のピークは、境界層がはく離する地点に対応している。

中央のピークは最も低い圧力を示しており、ベース圧と呼ばれている圧力である。ベース圧の予測精度に着目すると、Grid DのDESが最も実験に近い値を示している。一方、最も実験から外れているのは、Grid DのURANSであった。これは、図12で後に示すように、ベース圧変動の振幅と関係している。

6.3 後縁の時間平均流れ場

図8は翼後縁近傍における時間平均の流れ線をそれぞれ示している。格子解像度に大きく依存せずに、DES同士、URANS同士で類似の流れパターンを形成した。以下では最も格子解像度の高いGrid Dの結果に着目する。

図8(e)と(f)に示した矢印は、負圧面側の境界層を通過してきた流体粒子がたどる道筋である。DESとURANSどちらの場合も、負圧面境界層から来た流体粒子は、はく離せん断層の巻き上がりによるエントレインメント効果によって、一旦は正圧面側へ向かう。DESにおいて、流れは正圧面側へ曲げられながら再循環領域を迂回するように通過し、後縁中心へ至っている。その後、正圧面側の主流と合流してから下流へ向かうという経路を辿る。

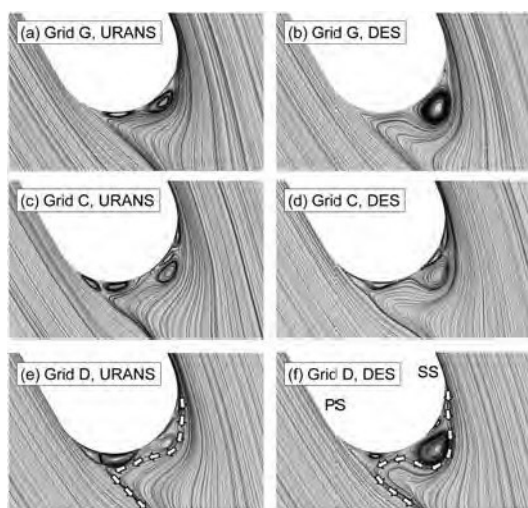


図8 Visualization of streamlines behind the trailing edge on the time-averaged flowfield.

一方、URANSでは、後縁下流の負圧面側に形成されている再循環領域はDESより小さく、流れは後縁中心よりやや離れたところを通過し、DESの場合と同様に正圧面側の主流と合流した後、下流へ向かう。

図7で見たように、後縁中心 ($S/D=0$) における圧力低下（ベース圧の低下）は、URANSの方がDESよりも顕著であり、実験とも定量的には一致していない。

DESを用いることによってURANSよりもベース圧を正確に予測できる可能性を示した。これは、DESによって流れ場をより正確に予測できたからであると考えられるが、次節では後縁の非定常流れ場とベース圧の関係を詳細に考察する。

6.4 後縁の瞬時流れ場とベース圧

図9にGrid DにおけるDESの結果から得られた $t=4.04 \times 10^{-3}$ [s] の瞬間における後縁近傍の流れ場を示す。翼面は入口の全圧で無次元化された圧力で色付けされている。ベース圧の局所的な低下領域Aと交差するスパン方向断面 ($z/C=0.17$) 上に無次元圧力分布（上段）およびスパン方向渦度分布（下段）を示してある。上段の圧力分布において、後縁上の局所的なベース圧の低下領域Aは、スパン方向断面上の低圧領域Bの一部となっている。この低圧領域Bは、下段のCで見られるように、巻き上がり渦の中に存在している。このことから、Aのベース圧の局所的な低下は、低圧領域を伴うはく離せん断層の巻き上がり、後縁のごく近傍で起こることによって現れたものと推察できる。同様の現象は図10の $t=4.15 \times 10^{-3}$ [s] における瞬時流れ場にも見られる。

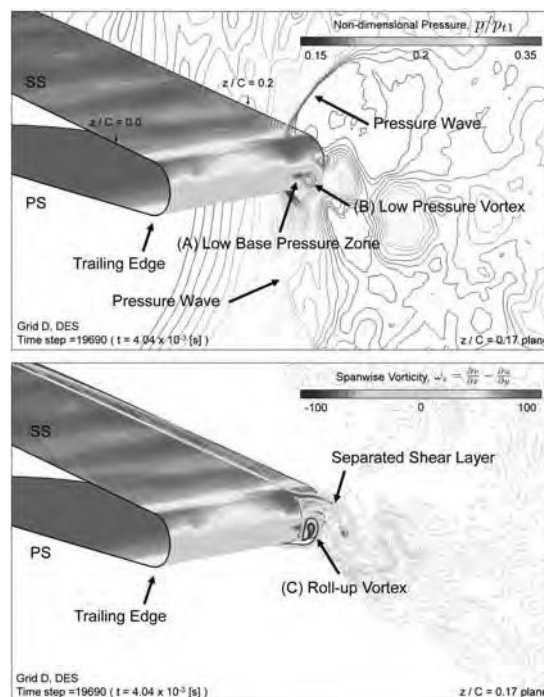


図9 Instantaneous pressure distribution (top) and spanwise vorticity distribution (bottom) at time step 19690. The vane surface pressure distributions are also shown.

次に、URANSの場合を見てみる。図11にGrid DのURANSの結果から得られた $t=4.14 \times 10^{-3}$ [s] の瞬間における後縁近傍の流れ場を示す。URANSの場合は、スパン方向に流れ場が3次元性を持たないため、ベース圧の低下している領域は全スパンに渡って均一に存在

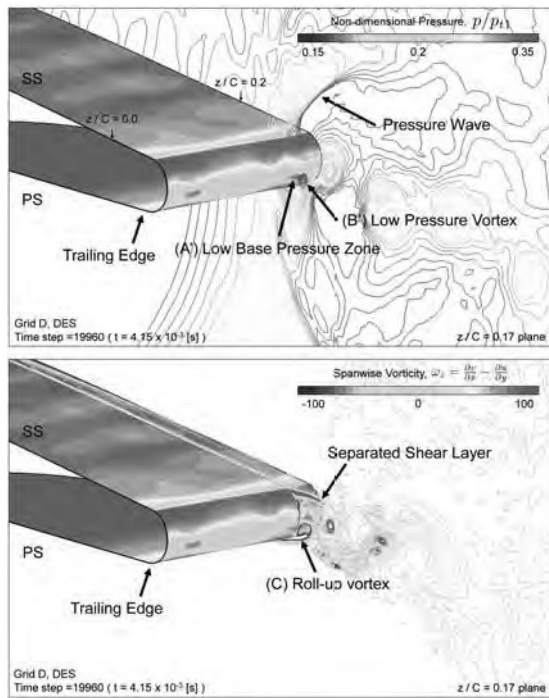


図10 Instantaneous pressure distribution (top) and spanwise vorticity distribution (bottom) at time step 19960. The vane surface pressure distributions are also shown.

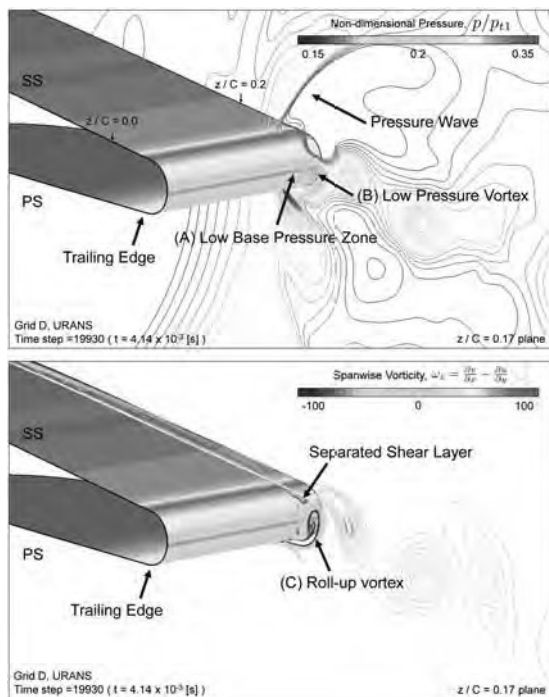


図11 Instantaneous pressure distribution (top) and spanwise vorticity distribution (bottom) obtained from URANS.

している (上段A) が, DESの場合と同様に, 低圧領域の一部となっている (上段B)。そしてやはり, その低圧領域は巻き上がり渦に伴って現れる (下段C)。DES, URANS双方の結果を総合すると, 巻き上がり渦に伴って現れる低圧領域の圧力がベース圧を決める要因のひとつであると考えられる。DESの場合は, スパン方向に

流れ場の非一様性が存在するため, 巻き上がり渦の強さもスパン位置によって異なる。一方, URANSではスパン方向に流れ場が一樣であるため, 各スパン位置における巻き上がり渦の強さはほぼ一定であると考えられる。Grid DのDESにおいて, 時間平均ベース圧がURANSよりも実験に近い値となったのは, 巻き上がり渦の強さをより正確に予測できたからであると推察される。

スパン方向の流れ場の影響は, ベース圧の時間履歴にも現れる。図12に $z/C = 0.5$ スパンにおけるベース圧の時間履歴を全ての計算結果について示す。横軸は実時間, 縦軸は入口全圧で無次元化された圧力である。上で述べたように, ベース圧は巻き上がり渦の影響を強く受けると考えられる。URANSでは, どの格子においても

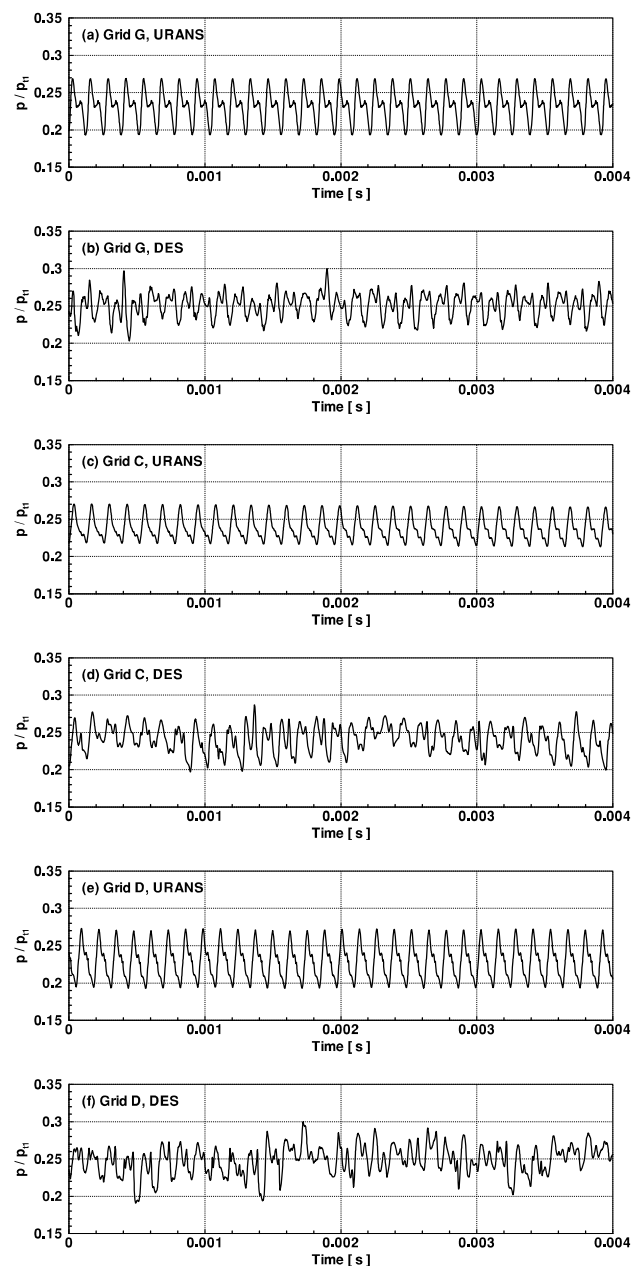


図12 Time histories of the base pressure fluctuations at mid-span, $z/C = 0.5$.

規則的な周期変動を示しており、これは渦放出の各サイクルによって巻き上がり渦の強さが変化せず、各サイクルで同じ流れ場を形成していることがわかる。また、格子によってベース圧変動の振幅が異なる。Grid CとDはスパン方向の格子解像度のみを変化させた場合であるが、URANSではその影響が顕著に現れており、ベース圧の予測精度はスパン方向の格子解像度依存性を持つと言える。

7. 結言

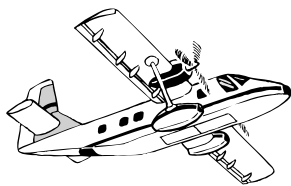
高レイノルズ数条件下のタービンペーン流れにおける後縁近傍の非定常流れ場に注目して計算を行った。後縁の非定常流れ場に強く影響を受けると同時に、形状損失とも密接に関連しているベース圧を精度良く予測することを目指して、SSTモデルに基づくDES解析およびURANS解析を行った。このとき、格子解像度がベース圧の予測精度に及ぼす影響を把握するために3種類の計算格子を用いた。本研究で得られた知見をまとめると以下ようになる。

1. 渦放出に起因する流れ場の非定常性が今回の解析で捉えられているかを示すひとつの指標として、渦放出周波数を実験と比較し、全てのケースで支配的な周波数が実験と良く一致した。このことから、大きなスケールの非定常現象である渦放出の周波数は、URANSでも十分予測可能であると考えられる。
2. 時間平均流れ場から得られたベース圧は、最も格子解像度の高いGrid Dの場合においてはURANSよりもDESの方が定量的に実験と近い予測結果となった。その他のケースでは、DESとURANSともに優劣を付け難い結果となった。従って、スパン方向の格子解像度がベース圧の予測精度に少なくはない影響を与えている可能性がある。
3. URANSでは、定量的に実験と一致したベース圧とはならなかったが、後縁の圧力分布の傾向はよく捉えられており、他の実験データとの比較においては十分満足できる予測精度を与えた。
4. ベース圧が定量的に一致したGrid DのDES解析によって得られた流れ場から、ベース圧の低下に直接的な影響をもたらしているのは、スパン方向渦を形成する過程で生じる渦の巻き上がりであると考えられる。

参考文献

- (1) J. D. Denton, "Loss Mechanisms in Turbomachines", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 621-656, (1993).
- (2) C. H. Sieverding et al., "The Base Pressure Problem in Transonic Turbine Cascades", *Journal of Engineering for Power*, Vol. 102, pp. 711-718, (1980).
- (3) L. Xu and J. D. Denton, "The Base Pressure and Loss of a Family of Four Turbine Blades", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 9-17, (1988).
- (4) C. H. Sieverding et al., "Turbine Blade Trailing Edge

- Flow Characteristics at High Subsonic Outlet Mach Number", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 125, pp.298-309, (2003).
- (5) Ivan Carlsson, "A reduced-order through-flow program for choked and cooled axial turbines", *Lund University*, (2005).
- (6) R. M. Cummings, J. R. Forsythe, K. A. Hoffmann and K. D. Squires, "Detached-Eddy Simulation With Compressibility Corrections Applied to a Supersonic Axisymmetric Base Flow", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 124, pp. 911-923, (2002).
- (7) Soshi Kawai and Kozo Fujii, "Computational Study of Supersonic Base Flow Using Hybrid Turbulence Methodology", *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 6, pp. 1265-1275, (2005).
- (8) Inoue M., Yamada K., Furukawa M. and Funazaki K., "Numerical Analysis of Tip Leakage Flow Field in a Transonic Axial Compressor Rotor", *Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo*, (2003). TS-030.
- (9) F. R. Menter, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, (1994).
- (10) F. R. Menter, M. Kuntz and R. Langtry, "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model", *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, (2003).
- (11) D. C. Wilcox, "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models", *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 11, pp. 1299-1310, (1988).
- (12) F. R. Menter, "Influence of Freestream Values on $k-\omega$ Turbulence Model Predictions", *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 6, pp. 1657-1659, (1992).
- (13) M. Strelets, "Detached Eddy Simulation of Massively Separated Flows", *AIAA Paper 2001-0879*, (2001).
- (14) P. R. Spalart et. al., "A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities", *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 20, pp. 181-195, (2006).
- (15) M. K. Strelets, M. L. Shur, P. R. Spalart and A. K. Travin, "A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 29, pp. 1638-1649, (2008).
- (16) C. Mockett, J. Yan and F. Thiele, "Investigation of Alternative Length Scale Substitutions in Detached-Eddy Simulation", *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 74, pp. 85-102, (2005).
- (17) Eiji Shima and Tadamas Jounouchi, "Role of CFD in Aeronautical Engineering-AUSM Type Upwind Schemes", *Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics*, pp. 7-12, (1997).
- (18) F. Ducros et al., "Large-Eddy Simulation of the Shock/Turbulence interaction", *Journal of Computational Physics*, Vol. 152, pp. 517-549, (1999).
- (19) 嶋英志, "構造/非構造格子CFDのための簡単な陰解法", *第29回流体力学講演会論文集*, pp. 325-328, (1997).



ガスタービンサイクル論の今昔

竹矢 一雄^{*1}

TAKEYA Kazuo

時は1950年代前半、西側世界では戦後復興の本格化に伴う電力需要の急増に対処すべく、水力中心から火力に軸足を移した所謂「火主水従」の時代へと大きく転換期を迎えようとしていた。また航空機分野では数年前に終結した朝鮮戦争の経験から、ピストンエンジンによるプロペラ推進からガスタービンによるジェット推進へと、まさに劇的な大転換の時期でもあった。

航空エンジン技術の躍進に触発され地上でも新しい原動機として、ガスタービンの可能性に期待する開発競争が世界規模で勃発したのは当然の帰結かも知れない。

先陣を切ったのはスイスの重電3社で、彼らが夫々独自のサイクルを主張したのは自律自尊のお国柄であろうか、ブラウンボveri (BBC) はオープンサイクルを、エッシャーウィッスはクロズドサイクルを、スルザーはセミクロズドサイクルを看板に掲げた。この勝負は一方的にオープンサイクルの圧勝、しかしながら近未来の可能性では、次世代原子力高温ガス炉へのクロズドサイクルの採用、低炭素社会へ向けて二酸化炭素回収ガスタービンとしてセミクロズドサイクルの採用、等々敗者復活の余地は残されているかも知れない。

続いて米国の2社がオープンサイクルガスタービンの分野に参入してきた。GEとウエスティングハウスである。その結果欧米二大勢力が激突して限られたパイを奪い合うこととなった。なぜパイは小さいか、火力発電の中核である蒸気タービンはすでにユニット容量数十万kW熱効率40%弱に対し、ガスタービンは10,000kW×20%真正面から勝負を挑む相手ではない、選択の余地は少なくその特徴を活かしたニッチ産業に依存することにしか活路を見いだせなかった。

その熱効率の改善こそがガスタービンにとって将来に展望を開く唯一の鍵であり研究開発の焦点でもあるが、両者の対応には微妙な違いが見られた。BBCでは圧縮機・タービンの断熱効率の改善に注力し、米国系ではタービン入口温度の上昇に注力した。流体力学重視の欧州に対し金属材料・伝熱工学重視の米国、結果はほぼ互角に推移し共に切磋琢磨しつつ、高効率化、大容量化へと進化した。

両者の言い分を少し検証してみよう。断熱効率の改善

について一般の流体機械では1%の効率向上は1%の消費動力の節約もしくは出力の増加を意味するのに対し、当時のガスタービンのヒートバランスによると

[タービン出力(3)−圧縮機入力(2)]=GT有効出力(1)]

その結果1%の断熱効率上昇は+3%−(−2%)=+5%の出力増加と4%弱の熱効率(相対値)の改善を意味し、その効果は非常に高い。技術者にとっては大変魅力的な機種であるが、それは同時に諸刃の剣で小さなミスがしばしば命取りになったのも事実である。他方タービン入口温度TITの上昇効果は当時の平均値約700℃をベースとして50℃の上昇に対し、出力増加は15%熱効率改善は3.5%と両者の優劣は付け難い。とは言えその後半世紀に亘る長い経過を見ると後者の貢献度の方が遙かに大きい、熱力学の原理からも当然の結果であろう。

単体としての熱効率の低さは排熱利用で補完するか、自己完結的に熱効率の改善を図るか、特に後者に関しては多くの意欲的提案がなされた。最初は再生サイクルで再生効果を高めるには圧力比を下げて基本効率を下げねばならないという自己矛盾に、次は中間冷却を設けた高圧力比2段圧縮機の採用、これもタービンの膨張比の増大で再生効率が低下、さればとタービンも分割して再燃焼器を挿入ということで編み出されたのが、シンプルサイクルの対極とでも称すべきコンプレックスサイクル[2SC/IP/IRE]セルフバランス型の高・低圧とフリータービン型の中圧出力軸で構成された定速・可変速に共用できる論理的には理想と言われたものである。

BBCがスイス国内で稼働させたが継続的な商品化は叶わなかった。日本でも同時期に当時の三菱日本重工業横浜造船所が挑戦した、その姿はまさに配管の怪物。

四半世紀後TITは1,000℃を超え、コンバインドサイクル化で通常火力の熱効率を上回ることが立証され、そこに石油危機に触発された省エネ指向が重なり、ムーンライト計画が発足した。この計画で試作したパイロット機は出力100MW 圧力比 55 TIT 1,300/1,200℃ 再熱ガスタービンでコンバインドサイクル効率50%予定通りに完成していれば世界最高だったが、数回のトラブルで完成が約3年遅れその優位性も色褪せた。

時は移り今や1,500℃×59%の時代、シンプルオープンサイクルは単純明快な機能を活かし60%超は時間の問題であろう。もはや古典的なサイクル論争は終止符を打ったかに見える。しかしながらTIT神話も永遠ではない。まかり間違えば何時の日にか三度目の正直で再熱サイクルの捲土重来も、と夢を見る。

原稿受付 2009年11月27日

*1 元 徳島大学 教授

元 三菱重工業(株)

(社)日本ガスタービン学会 名誉会員

〒655-0038 兵庫県神戸市垂水区星陵台7-6-12