

基礎・基盤技術 4 推進技術

石井 達哉*

1. はじめに

航空機を使った輸送量は、経済危機の影響を受けつつも、年平均数パーセントで増加しており、そのペースは今後も維持されると見込まれます。航空輸送の増加は、人、物、情報の移動を伴う経済活動を促進する効果がありますが、同時に解決すべき技術課題にも直面します。例えば、安全性、経済性、環境適合性、高速飛行などの利便性などが挙げられます。これらの課題は、多くの場合、推進機関であるエンジンに関係します。

現在、航空機の推進装置として定着している化石燃料を使用するジェットエンジンは、黎明期から現在までの数十年間に、経済性、安全性、環境適合性を大幅に改善してきました。エンジンは、初期のターボジェット形式からターボファン形式に移行し、近年ではバイパス比は12に至り、推力は最大100,000lbに達しています。高性能化への要求はエンジン要素にも及び、高流量、高圧力、高温、軽量を実現するための技術努力がなされた結果、全体効率率は40%の域にあると言われます^[1]。

性能の中でも燃費は運航コストの30%に達するという試算もあり、世界的な原油価格上昇は、新たな研究開発の動機付けともなります。燃費改善を目的として、新たなエンジン概念が実用化或いは研究段階にあります。低圧系の負荷配分を増加させつつ、ファン回転速度を最適化する効果のあるギアドターボファン(Geared Turbofan)の概念は、低圧軸とフロントファンの間にギアを挿入した構造を有し、実用化段階にあります。二重反転するファンをナセル外側で駆動させる所謂オープンロータ(CROR:

Counter Rotating Open Rotor)の概念は、ダクト音響の恩恵を受けないものの、推進効率改善が期待され、短中距離向け機体を想定した研究開発が行われてきました。

安全性を確保する上で、エンジンの信頼性と整備性は重要な尺度であり、かつ運航コストにも影響します。エンジンの信頼性は過去50年以上の間に100~200倍に向上し、飛行中の運転停止率は1000時間の運転で0.002のオーダという報告もあります。併せて部品寿命も延びて、オーバーホール間隔も6,000~14,000時間とも言われています。

環境適合性は幾つかの重要な指標を包含します。国際民間航空機関(ICAO: International Civil Aviation Organization)の航空環境保全委員会(CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection)では、航空機の排出物と騒音に関する規制が定められていて、航空機の型式が遵守すべき基準は強化されてきました^[2]。例えば、CO₂排出基準は燃費との相関に加え、温室効果ガス抑制という観点で重要です。排出基準は、最大離陸重量に対して、航続距離(SAR: Specific Air Range)の逆数を形状係数(RGF: Reference Geometry Factor)で補正して算出されます。形状係数は、二次元投影に基づく客室サイズの尺度を示します。窒素酸化物(NO_x)を含む排出ガスは、燃焼器内部の局所高温部が原因となって排出され、LTO(Landing and Take Off)サイクルと呼ばれる3,000フィート以下での空港周辺の大気質に影響します。そこで、離着陸時の総量を抑制する燃焼制御技術への研究努力がなされてきました。近年では、燃焼に伴って生成される微粒子(PM: Particular Matter)への関心も集まってい

* Tatsuya ISHII

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
航空技術部門 推進技術研究ユニット

ます。航空エンジンの排出するPMは平均粒径が数10nmと極めて小さいため、人体への健康のみならず、高空大気中に排出された場合の飛行機雲や他の気候変動に及ぼす影響が懸念されます。航空機が離着陸する時の騒音は、人間が直接覚知する環境指標です。基準で定められる騒音値は型式毎に評価され、最大離陸重量、エンジン基数に対する離陸、側方、進入の三計測点の実効感覚騒音(EPN: Effective Perceived Noise)レベル(単位はdB)で表されます。エンジンの高バイパス比化や各種低騒音化技術の適用によって、当初のジェット旅客機に比べて大幅な騒音低減が達成されましたが、静粛化への要求は継続しています。

近年では、燃費や排出ガスを軽減する新しい技術への取り組みも検討されています。その中でも軽量化は有効な解決策です。複合材を使用したファン、低圧タービンなど要素の軽量化は燃費に反映しますが、衝撃、耐熱、破壊など安全性を担保するべく、素材や製法のみならず、寿命や破壊の予測なども重要な研究課題となっています。燃料の選択は、燃費や環境性能に直接影響します。液体燃料としてのJet-Aは低コストと高エネルギー密度を誇ります。現在のリチウム等の化学電池はエネルギー密度ではJet-Aに遠く及びません。水素は重量エネルギー密度で優れますが、液体の体積密度はJet-Aの10%以下であり、貯蔵性、更には安全性の課題を解決する必要があります。代替燃料としてのバイオ燃料は、地上試験や飛行試験を経て技術的な実現性を明らかにしつつあります。代替燃料を混合した燃料の適用は航空機での使用を承認されていますが、燃料生成効率、コストなど改善余地は残されています。自動車用では実用化されている燃料電池技術は、補助動力・電力としての研究が行われています。

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) 航空技術部門の推進技術研究ユニット^[3]は、ジェットエンジンを含む推進システムの基盤研究に携わってきました。ターボファンエンジン黎明期以降、FJRエンジン(図1)^[4]の研究開発を推進し、産業界がエンジンの国際共同開発に参画する一助となりました。その後、ジェットエンジンの環

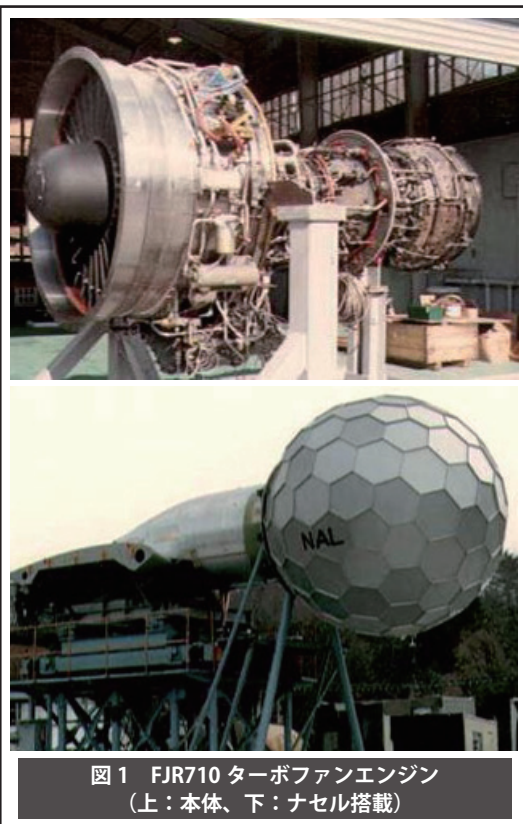


図1 FJR710ターボファンエンジン
(上:本体、下:ナセル搭載)

境適合性を高める研究を継続してきました。最近では、新しい技術実証エンジン^[5]を導入して、優位技術と将来技術のシステム実証を計画しています。本稿では、以下の章で、当ユニットが関係する昨今の研究開発並びに運用する試験設備を紹介します。

2. 研究開発

我々が行う研究開発は、技術成熟度に応じて二種類に大別されます。一つは基礎的、基盤的研究であって、新規性、将来性を見込んだ研究です。これらは、環境性、利便性に着目して、安定作動、代替燃料、電動化、高速化に関係した技術を対象としています。もう一つは、実用化が近く、用途や条件を定めた目標値を達成することで技術の成熟度を高める研究開発です。産業界で優位な技術の完成度を高めることで、研究開発成果の社会実装に貢献します。

2-1. 基盤研究

ガスタービンエンジンの優位性は当面続くでしょうが、低炭素社会への趨勢に応えた研究は必要です。ここでは、エンジン小型高出力化、推進効率向上、

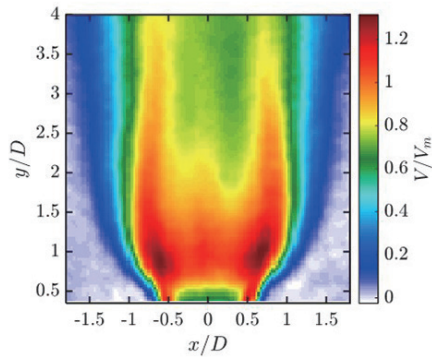
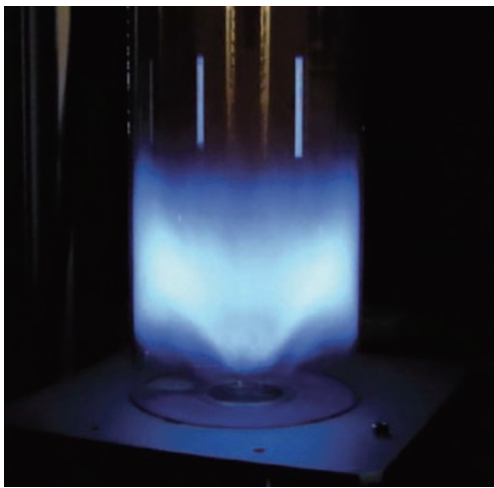


図2 Low-Swirlバーナー燃焼 (上)
と軸方向平均速度 (下)

カーボンフリー燃料利用に関する研究が行われています。コアエンジンの小型高出力化は、エンジンの高温化、高圧化を伴います。燃焼器では低NO_x化のために希薄混合燃焼が有望視されていますが、反面、不安定燃焼の抑止が必要となります。不安定燃焼の予兆を検知するための指標の検討⁽⁶⁾や、不安定燃焼の発生メカニズムに関する研究が進められています(図2)。圧縮機では、作動範囲を精度よく予測するため、数値解析が活用されます。タービンでは、耐熱材料の適用性を調べるために耐酸化コーティングや積層構造材料が試作評価されています。

ジェットエンジンはバイパス比を増加させて、巡航時の推進効率を改善してきました。バイパス比増加には、ファンを覆うナセル寸法の増加と重量増加を伴います。将来の超高バイパス比エンジンには、ナセルを短くする(ショートナセル)設計が適用される方向にあります。ショートナセル化は、入口乱

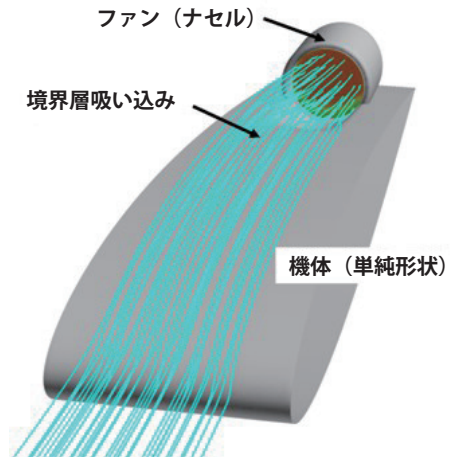


図3 エンジン機体統合形態例 (上)
と水素燃料電池試作例 (下)

れ(Inlet Distortion)への耐性が低下し、吸音パネル(Acoustic Liner Panel)の設置面積が減少すると予想されます。その結果、推進性能と音響性能を維持するために、ナセル空力設計や吸音パネルの性能予測が必要とされます。入口乱れへの耐性を確保しつつ、全機抵抗低減を目指すために、機体の境界層を吸い込んで推力を発生させるエンジン/機体統合概念が検討されています(図3)。統合形態では、エンジンの電動化或いは電動アシスト化を織り込んでいます。

化石燃料に代わる燃料として、水素に関連した研究を行っています。水素はJet-Aに比べて約3倍のエネルギー密度を有しますが、極低温かつ高圧での貯蔵が必要です。ここでは燃料タンクの軽量化を目指し極低温で駆動できる電動ポンプや水素燃料電池の研究を進めています(図3)。極超音速推進システムにおいても液体水素を燃料とする極超音速予冷ターボジェットの研究が行われてきました

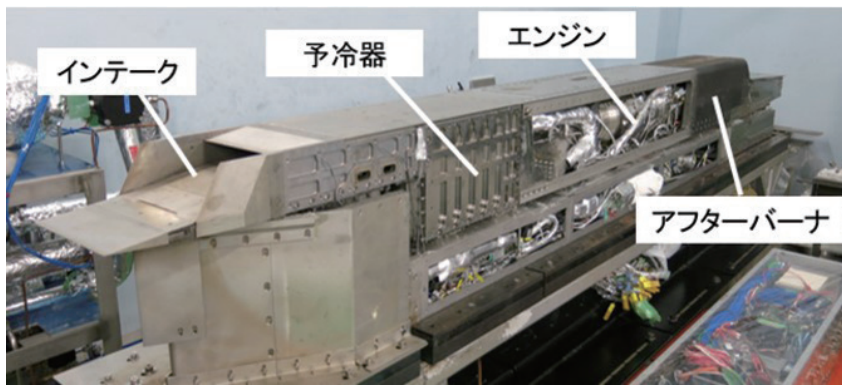


図4 極超音速予冷ターボジェット試作機

(図4)^[7]。予冷方式は、ターボジェットとラムジェットの切り替えを想定する複合サイクル方式とは異なり、高速飛行時にもターボジェットを使用します。空気はエンジン前段の予冷器を通過し、予冷器を貫流する液体水素と熱交換します。これまでにインテーク/エンジン統合模型を用いてマッハ数4の模擬環境下で推力を発生させる実証実験が行われてきました。

低炭素化への選択肢として、HEFA (Hydro-treated Ester and Fatty Acid)^[8] と呼ばれるバイオ燃料とジェット燃料を混合した代替燃料の研究も行っています。HEFAは、Jet-Aに比べて粘度、表面張力、噴霧時の粒径、蒸留性状に顕著な差がないものの、成分に芳香族を殆ど含まない点異なります。燃焼試験はHEFAがJet-A同等の排出性能を有し、PMについて重量削減効果を示唆しました。

2-2. 研究開発プロジェクト及び研究事業

研究開発プロジェクトは、成熟度が高く、産業界のニーズに符合する技術を対象とします。元々優位にある技術のみならず、新たな市場参入を狙う技術も含まれます。大規模な実証過程を経て、より実機に近い条件でその性能を検証します。エンジン試験設備など研究資源を使ってプロジェクトや事業研究を支えてきました。

近年では、エンジンの低圧系要素を対象とする高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR: advanced Fan Jet Research) プロジェクトが、

2014年度から2017年度まで実施されました^[9]。本プロジェクトは、我が国の優位技術である低圧系要素技術を向上させ、現行機比で燃料消費量を16%削減することを技術目標としました。高効率化については、ファンブレード表面の層流域を拡大する設計に取り組み、空力効率改善を実証しました。軽量化については、ファンブレード、メタルディスク、吸音パネル、低圧タービンを対象としています。複合材ファンのナローコード化、中空動翼の技術は、マルチスケール解析、高速衝撃試験等によってマクロな性能のみならず、破壊メカニズムの解析など今後の設計に有用な成果となりました。ディスクへのショットピーニング等の加工による寿命変化は、薄肉設計への可能性を示しました。吸音パネルでは、従来のアルミ製ハニカムに代わり、大量生産を想定した樹脂素材成型による軽量型が提案されました。ファンリング試験では、従来品と同等以上の吸音性能を確認できました。低圧タービンに適用されるセラミクス基複合材 (CMC: Ceramic Matrix Composite) は、金属に比べて軽量化が見込まれます。タービン翼のフラッタ予測や過回転防止設計に必要な解析と試験結果を得ることができました。

プロジェクトの対象ではないものの、将来のニーズが見込まれる技術の研究が、研究事業として実施されています。高圧系要素の環境負荷軽減のために、2017年度までの5年間にグリーンエンジン (Green Engine) 技術の研究事業^[9-10]の下で、低NOx燃焼器、高負荷圧縮機、冷却タービン、そしてミキサノズルに関する研究が実施されました。リッチリーン (RQL: Rich-burn/ Quick-

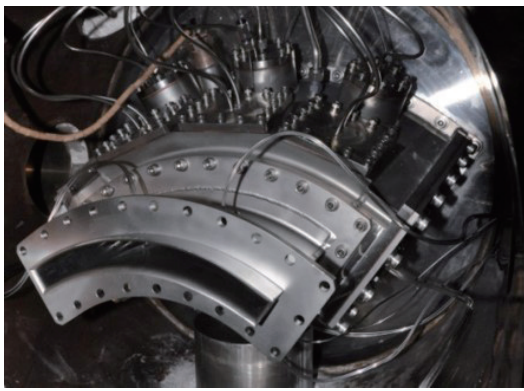


図5 マルチセクタ燃焼器（上）と環状燃焼器（下）

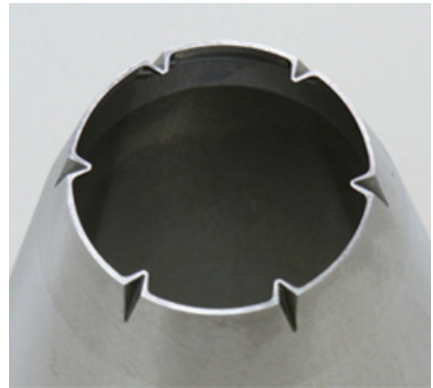


図6 ノッチノズル（上：模型試験、下：エンジン試験）

mixing/ Lean-burn) 方式に比べて優れた NOx 低減を目指して、予混合燃焼器 (図 5) の研究が行われ、技術成熟度では制限があるものの、ICAO の CAEP6 基準に比べて 75% の低減効果を得ました。これは、実用化されている希薄燃焼器を超える能力であり、実用レベルを上げた条件での検証が期待されました。低推力損失と低騒音の双方を調和させるミキサノズルは、新型或いは既存のエンジンへの装着によって、エンジン性能への影響を最小限としつつ、騒音マージンを上げることが見込まれます。JAXA は、(株)IHI とノッチノズル (Notched Nozzle) (図 6) の研究開発を進め、形状等による推力や音響への性能を数値解析や実験によって検証しました。その結果、ノッチノズルは、既存の Serration 型ノズル (所謂シェブロン) に対して競争力があり、かつ構造面で優位であることが判りました^[11]。

グリーンエンジン技術の研究成果を継承して、コアエンジン技術実証 (En-Core : Environment and Core engine) プロジェクト^[12] が開始され

ました。これは、産業界にとって挑戦的分野である燃焼器と高圧タービンなど高圧系要素について実証レベルを上げることを目的としており、各種実証試験を推進技術研究ユニットは支援しています。研究事業として始まった次世代ジェットエンジン設計解析 (DANTE : Design and Analysis of Next Technology for jet Engine) 技術の研究 (図 7) では、システム検討、エンジン多段圧縮機、複合材耐久性、低騒音化に関わる研究を行っています。電動化を含むエンジンモデルを使った燃料消費率や推力重量比の推算、推力非設計点を含む性能予測を取り入れた圧縮機、入口乱れを予測しつつ低減効率の優れた吸音パネルを配置したナセル、破壊モード予測や寿命データベースを取り入れた CFRP ファンや CMC 低圧タービンブレード、に関する技術を将来の超高バイパス比、小型コアを有するエンジンに反映させることを目指しています。

3. 試験設備

エンジンの研究開発では、専用の大型設備による検証試験が重要な役割を果たします。ここでは、

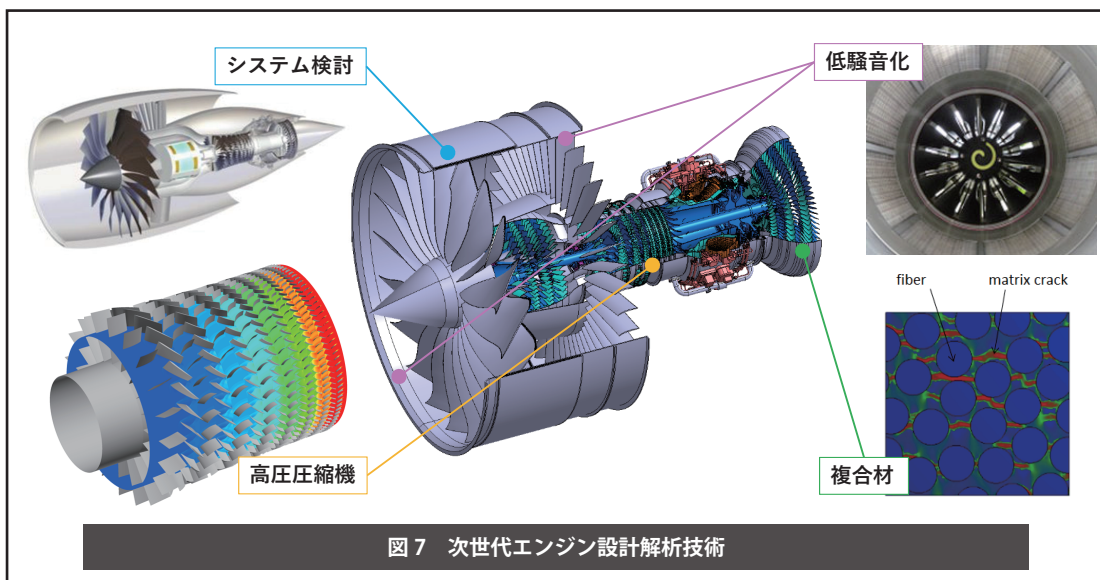


図7 次世代エンジン設計解析技術

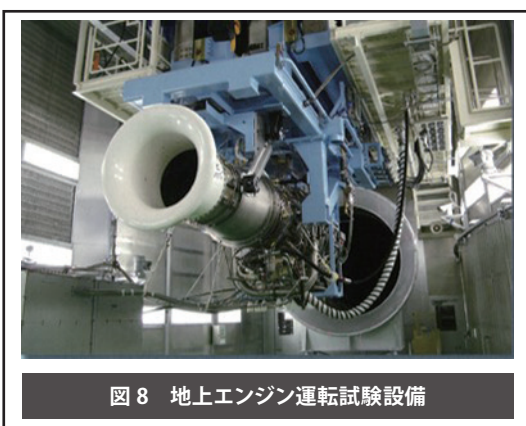


図8 地上エンジン運転試験設備

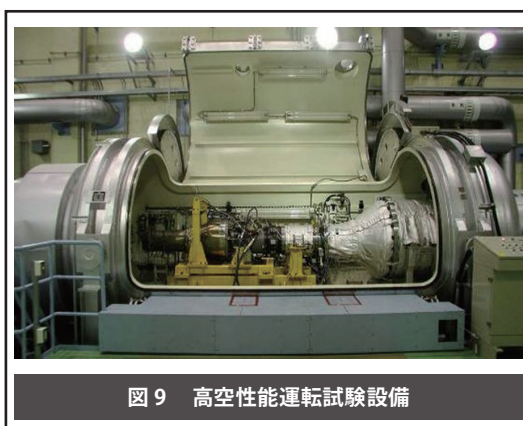


図9 高空性能運転試験設備

エンジンの研究開発に用いられている幾つかの設備を紹介します^[13]。

3-1. エンジン試験設備

エンジンの地上性能試験を行う地上エンジン運転試験設備(図8)は、エンジンを地上大気環境で運転します。試験室は半地下に設けられ、幅7m、高さ6.5m、奥行17.5mの寸法を有しています。供試エンジンは、推力100kNまでの計測能力を有する架台に懸架されて外部燃料タンクからの燃料供給を受けて運転されます。試験室は、吸排気流路の吸音装置によって外部への騒音の放出を最小限に止める構造となっています。旧航空宇宙技術研究所(NAL: National Aerospace Laboratory)時代に開発されたFJR710ターボファンエンジン、環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発で開発されたESPRターボファンエンジンなどが試

験されてきました。近年では、民間転用される技術実証エンジンの導入に合わせて、試験室、運転制御室、排気ダクト他の改修が2017年度までに完了しました。

高空性能運転試験設備(図9)は、高空環境を模擬してエンジンの性能を計測する目的で2000年度に整備されました。当初の性能は、推力1ton級の小型エンジンを高度15km、飛行マッハ数2模擬の環境で連続運転するものでした。空気は条件に応じて加熱器によって最大120℃まで加熱され、圧力調整弁によって所定の圧力に設定されて低圧試験室と呼ばれるチャンバに導入されます。低圧試験室は、高い気密性を保ち、直径2.5m、長さ6mの空間内に供試エンジンを内包します。試験室内部の空気は、下流の遠心式圧縮機(排風機)と圧力調整弁によって1/4気圧程度まで減圧されま

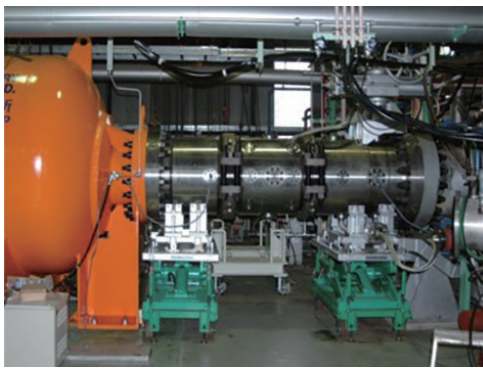


図 10 高温高圧燃焼試験設備

す。ダイレクトコネクト方式では、エンジン本体に亜音速空気を直接送り込んで、高空条件での性能を評価します。

3-2. 燃焼試験設備

高温高圧環境で連続的に燃焼器性能を評価する目的で高温高圧燃焼試験設備(図 10)が 1983 年に整備されました。設備は、2 種類の空気源を備え、用途に応じて高圧系装置と中圧系装置を使い分けます。高圧 A 系は、730kW 空気加熱器を用いており、圧力 5MPa、温度 1000K、流量 1.3kg/s の空気供給能力があります。出口燃焼ガス温度は最高で 1673K まで到達試験可能です。高圧 B 系は、2000kW 空気加熱器を使い、圧力 5MPa、温度 1000K、流量 4kg/s の供給能力を備え、2000K までの出口ガス温度の試験を行うことができます。燃料としては灯油、天然ガスに対応しています。排気ガス温度、ガス濃度の分布をトラバース装置によって計測します。加えて、NO_x 生成と関係する詳細な火炎構造の光学計測も可能です。一方、中圧系は 600kW 空気加熱器を使い、最大圧力 1MPa、温度 600 ~ 1273K にて、灯油、天然ガス、水素ガスを燃料とする燃焼試験を行います。

環状燃焼器試験設備は、実機開発向けの高圧のエンジン作動条件の試験を目的とし、1975 年に前述のエンジン地上燃焼設備に併設され(図 11)、性能拡充を目的とした改修が行われてきました。設備は圧力 2.0MPa、流量 11.5kg/s (温度 1000K の場合) 及び 18kg/s (温度 900K の場合) の空気供給が可能であり、排気ガス温

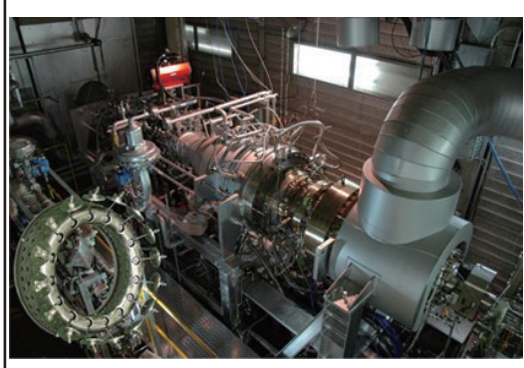


図 11 環状燃焼器試験設備

度 2000K までの試験ができます。使用燃料は Jet-A-1 であり、隣接する地下タンクから供給され、試験条件に合わせて昇圧し流量調整した上で、燃焼器に供給されます。環状燃焼器供試体は、圧力ケーシング内に取り付けられます。環状燃焼器出口の周方向温度分布やガス濃度分布の計測を行うため、温度計測トラバース装置やガス採取管が装備されています。

3-3. 要素試験設備

エンジンの回転要素であるファン、圧縮機について、空力性能に加えて安定性、作動限界を把握する必要があります。これらを実験的に調べるために、ファンを対象とする低圧系と多段圧縮機を対象とする高圧系の装置を有する回転要素試験設備を 2008 年度に整備しました。低圧系装置(図 12)は、2MW 電動モータによって、ファン回転数 17,000rpm 以上、空気流量 40kg/s でファンの試験が可能です。数値解析精度向上や高流量高効率ファンの試験に供されます。高圧系装置は、減圧室内に設けられていて、減圧条件の試験も想定しています。装置は、8MW の電動モータで圧縮機を駆動し、回転数 21,500rpm の下、20kg/s までの空気流量を使用します。

タービン翼の高温化や冷却空気量の削減は、エンジンの高効率化に必要となります。そのための、構造材料の試験設備も整備されてきました。実機を模擬した環境で耐熱材料やコーティングを評価するための設備として、実エンジン環境材料試験を行う設備が改修されています。これは、エンジンの運転に伴う加熱と冷却のサイクルを高温度落差バーナー



図 12 回転要素試験設備 (低圧系)

で模擬します。他にも高温スピントスタ、高温翼列風洞を活用しています。タービンの冷却を含む空力性能を評価するためのタービン試験設備が2018年度に整備されました。

エンジンの騒音はファンや排気ノズルが主要な原因とされ、低騒音化技術として吸音パネルやミキサノズルの研究が行われてきました。低騒音化技術を検証するための設備として、無響室、無響風洞、吸音試験装置、小型ターボファンエンジン(図 13)を活用しています。

4. おわりに

JAXA 航空技術部門の推進技術研究ユニットが関与する研究活動と試験設備を紹介しました。基盤研究では、将来の技術動向を見据えて、^{萌芽的}なものから将来のプロジェクト化を見込んだものまで幅広い領域をカバーしようと努めています。現在は、燃費や環境適合性に関する研究が主体ですが、防氷や吸込みなど安全性に関する研究も重要と考えます。プロジェクトや研究事業は、成熟度の高い技術の社会実装を目標としており、エンジン環境をできるだけ模擬した実証試験や大規模計算を実施しています。

航空機の推進システムに求められる新しい技術や概念を具現化するには、新しい研究領域との連携が必要となります。我々は、JAXA 内の横断的な連携は勿論のこと、産業界、教育機関と幅広い連携をしながら社会の要請に沿った研究開発を継続していきます。



図 13 騒音試験装置
(上：フローダクト、下：小型ターボファンエンジン)

参考文献

- [1] Epstein, A., H., "Aeropropulsion for Commercial Aviation in the Twenty-First Century and Research Directions Needed", AIAA J., Vol. 52-5, (2014).
- [2] International Civil Aviation Organization, Environmental Report, (2016).
- [3] <http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/propulsion/>
- [4] NAL 原動機部, "航空機用ジェットエンジンの研究開発", 航空宇宙技術研究所報告 TR-741, (1982).
- [5] <http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/propulsion/news161214.html>
- [6] Kobayashi, H., Gotoda, H., Tachibana, S., and Yoshida, S., "Detection of Frequency-Mode-Shift during Thermo-acoustic Combustion Oscillations in a Staged Aircraft Engine Model Combustor", Journal of Applied Physics, Vol. 122, 224904, (2017).
- [7] <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/hst/>
- [8] Okai, K., Fujiwara, H., Makida, M., Shimodaira, K., Yamada, H., and Nakamura, M., "The Effect of the Fuel Change from Petroleum Kerosene to HEFA Alternative Jet Fuel on the Emission of an RQL Type Gas Turbine Combustor", AIAA 2016-4953, (2016).
- [9] 西澤敏雄, "航空環境プログラム 2 高効率エンジン技術実証", 航空技術 No.759 (2018).
- [10] <http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/greenengine/>
- [11] Ishii, T., Nagai, K., Oinuma, H., Oishi, T., Kagaya, R., and Ishii, Y., "Noise Measurement of Small Turbofan Engine for Jet Noise Reduction", AIAA 2018-3611, (2018).
- [12] <http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/encore/>
- [13] 西澤敏雄, 下平一雄, 仲田靖, 水野拓哉, "宇宙航空研究開発機構の航空エンジン試験設備", 日本ガスタービン学会誌, Vol.38-1, (2010).