



## 2015年度会長就任挨拶

田沼 唯士\*1  
TANUMA Tadashi

この度、日本ガスタービン学会2015年度臨時理事会におきまして、2015年度会長に選出されました。諸先輩の築かれた輝かしい歴史を有する日本ガスタービン学会会長を拝命いたしましたことは、光栄でありますとともに、責任の重さに身の引き締まる思いです。

1982年6月に東京で開催された日本ガスタービン学会主催第10回定期講演会での研究発表が当学会の行事に参加した最初の機会でした。東芝に入社して最初の仕事として、3次元タイムマーチング法を用いたタービン段落のCFD解析法の開発を担当していましたが、解析法の基礎式とムーンライト高効率ガスタービン（AGTJ-100A）の段落解析への適用結果をこの講演会で発表しました。会場から質問やコメントを沢山頂き、この分野に詳しい研究者や技術者が大勢いることを知って励まされるとともに、次の仕事の成果もこの場で発表したいと思わせる暖かい雰囲気を感じました。その後今日に至るまで、多くの当学会の講演会や国際会議に出席しましたが、建設的で暖かい雰囲気は現在でも引き継がれていると思います。入会当時感じていた当学会の魅力や求心力を、若手の技術者や研究者の皆さんに引き継ぎ感じて頂けることを願って活動して行きたいと思えます。

当学会は「ガスタービン及びエネルギー関連」の技術領域を対象として、研究発表や調査及び学術・技術交流などにより関連する学術・技術を進展させ、社会の発展に寄与することを目的として、日本及び海外で学術講演会をはじめとした事業を行っています。

最近の製造業をめぐる世界的な動向として、ドイツにおける「Industrie 4.0」と米国のGE社が展開している「Industrial Internet」が注目を集めています。「Industrie 4.0」はドイツ政府の高度技術戦略の一環として、情報通信技術の製造分野への統合を目指す取り組みで、センシング技術・ビッグデータ・ネットワーク技術を生産現場に徹底的に投入する「第4次産業革命」により製造業の国際的な競争力を維持・向上させることを目的としています。Siemens, ABB等が推進企業になっており、ガスタービンを含むエネルギー関連機器の製造にも

適用されていると思われます。一方、GE社は「Industrial Internet」の代表事例として、グリーンビル工場の試運転装置内のガスタービンに5000個のセンサーを取り付け、海外拠点の技術者がデータ分析を分担してタービンの耐熱部品や冷却技術の開発を加速する技術をPRしています。

これらの動きは、欧米諸国が経済成長の原動力として、異分野の最新技術も取り込んで再び製造業の振興に注力していることを示しています。日本ガスタービン学会誌においても、2014年3月号では「ガスタービンにおけるモニタリング技術」、同年9月号では「最新の加工・製造技術」をそれぞれ特集してIoT（Internet of things）や3Dプリンターなどの最新技術を活用したガスタービン及びエネルギー関連技術の我国における最新動向を解説しています。当学会はこのような最新技術も取り込みながらガスタービン、蒸気タービン、風車等の原動機やエネルギー関連機器の研究開発、設計、調達、製造、据付、運転、メンテナンス等に関連する学術・技術の進展を通じて、産業競争力の強化に貢献して行きたいと思えます。

今年11月15日から20日に虎ノ門ヒルズにおいて、本会主催のInternational Gas Turbine Congress (IGTC) 2015が開催されます。過去最多レベルのアブストラクトが集まり、過半数が海外からの発表になる見込みです。多数の皆様への参加登録をお待ちしています。定期講演会は9月9日から11日に米子で開催されます。こちらにも、多数の皆様からの講演発表と参加をお願いします。

2015年度の学会運営は、久山利之副会長と力を合わせて、理事、委員の皆様と計画した事業と施策を実行してまいります。会員の皆様にはIGTC、定期講演会、学会行事に是非ご参加頂き、日本ガスタービン学会を研究や業務にご活用頂きたいと思えます。また、学会誌とInternational Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systemsへの積極的な論文投稿をお願いします。

終わりになりますが、2014年度の学会運営を担当された藤谷康男会長、理事、委員および関係者、学会事務局の皆様のご尽力に深く感謝申し上げます。

原稿受付 2015年4月7日

\*1 帝京大学 ジョイントプログラムセンター  
応用流体力学・エネルギー機械系

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## ジェットエンジン研究開発の活発化

渡辺 紀徳\*<sup>1</sup>

WATANABE Toshinori

キーワード：ジェットエンジン，研究開発，技術動向，産官学連携

Jet Engine, Research and Development, Technology Trend, Industry-Government-Academic Cooperation

日本のジェットエンジン産業および研究開発活動は、従来に増して活気を帯びている。

民間ジェットエンジンの国際共同開発では、日本航空機エンジン協会が中心となり、国内の3社が参加しているギアード・ターボファンPW1100G-JMの型式承認が昨年12月に取得され、製造が本格化する。一方、これまで国際共同開発が行われ、エアバスA320に搭載されているV2500は出荷台数が6,000台を超え、受注残を合わせて7,000台を超える製造状況となっている。また、IHIはGEnxに続いてGE9XやPassport 20の共同開発を実施しており、川崎重工はTrentシリーズエンジンの共同開発・製造への参画の度合いを急速に高めている。三菱重工もTrentやPW4000の開発製造に着実に携わっているほか、国産航空機MRJの開発でギアード・ターボファンに関わるなど、国内メーカー各社がそれぞれ国際共同開発の重要なパートナーとして事業展開している。他方、本田技研は独自に小型エンジンHF120を開発し、ホンダジェットに搭載して飛行を実現している。防衛省機エンジンでは、対潜哨戒機P-1のエンジンとして高バイパス比ターボファンF7が純国産で開発され、順調に飛行しているほか、ヘリコプター用エンジンおよび次期超音速機用エンジンも精力的な開発が実施されている。

ジェットエンジンの研究開発には国の支援が不可欠であり、従来から経済産業省はじめ関連省庁との連携を行っているところである。その中で昨年8月には文部科学省から「戦略的次世代航空機研究開発ビジョン」が発表された<sup>(1)</sup>。このビジョンでは航空機産業における日本のシェアを現在の約4%から20%へと飛躍的に増す目標が掲げられており、優先的に着手する項目として、民間航空機国産化研究開発プログラムと、大型試験設備の整備施策が挙げられている。その他、超音速機の研究開発プログラムも構想されている。エンジンについても研究開発プログラムと試験設備の整備が示されており、2040年までを見据えた大変意欲的なビジョンとなっている。一方、航空産業を国の重要産業として発展させて行く方

向で府省連携も進められており、従来の経済産業省、国土交通省、文部科学省、防衛省の関連4省だけでなく、総務省や外務省も含めた局長級会議が政府内で持たれているとのことである。

このような産業界での活発な活動と、政府の指導・支援がうまくかみ合うことにより、ジェットエンジンの研究開発が大きく進展することが望まれる。

日本ガスタービン学会では、産官学連携委員会および傘下のワーキンググループであるガスタービンを考える会で、産業用と航空用のガスタービンそれぞれについて、今後の技術発展の方向や方策について検討してきている。航空用ガスタービンについては、これまで学会版技術ロードマップと次世代エンジン研究開発プログラム案を策定し、公表した<sup>(2)</sup>。その後、これらをもとに「将来航空エンジン基盤技術創成プロジェクトPhase I」をまとめ、理事会で承認を受けている。

学会版ロードマップでは、日本の航空エンジン技術の第一目標を「エンジンの完成機開発と市場の獲得」へと踏み込み、技術の方向を「環境適合への道」を土台として「低燃費化・低CO<sub>2</sub>化への道」と「高速化への道」に整理し、「新しい推進システム」や「機体全体のエネルギーマネージメント」も取り入れたものとなっている。ロードマップに基づく研究開発プログラム案では、民間エンジンの開発、宇宙航空研究開発機構（JAXA）を中心とする研究所の研究活動、大学を中心とする研究活動のそれぞれについて、2030年までの研究開発の進め方を描き、それらを有機的に連携させながら完成機開発に向かう道筋を示した。目標実現のためには、技術実証エンジンの整備や型式証明取得のための基盤技術獲得なども重要と位置付けている。更にこれらをもとに策定した上述の学会版プロジェクト案Phase I では、産官学の共通的な認識のもとで以下の重点技術5項目を抽出した。

## (1) 革新材料・ものづくり技術

複合材・新素材適用の拡大、大型鍛造品の国産化、機能材料の適用など、将来のものづくり技術および材料技術の高度化に対応する基礎技術の開発を行う。

## (2) 革新エンジン用小型高効率ターボ系空力技術

革新エンジンではコアエンジンの小型化が進むことから、

原稿受付 2015年3月16日

\* 1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻  
〒113-8656 文京区本郷 7-3-1

小型圧縮機やタービンの空力性能を上げる研究開発は従来から引き続き重要である。低圧タービンの空力性能向上もインパクトが大きい。また、電気化への技術動向に対応して、抽気を行わないエンジンの圧縮機空力特性も重要項目である。

(3) 電気化対応およびエネルギーマネジメント技術

電気化の進展の道筋で、航空機全体のエネルギーマネジメントシステムを構築することが一つの目標となる。電気化の基礎技術および制御技術の進展が必要である。

(4) 革新エンジン用小型超軽量熱交換器技術

熱交換器の高性能化・小型化・軽量化が、将来エンジンの冷却や革新サイクル適用の基礎技術として重要である。

(5) 燃焼・連成を含むシミュレーションの高度化

燃焼シミュレーション、連成シミュレーションなどを含め、広範なシミュレーション技術を高度化し、型式承認取得の際に数値解析を試験の代用として使用できるレベルまで発展させることが望まれる。数値解析技術における日本の優位性を活用することにもなる。

以上5項目の研究開発を産官学連携により遂行することで、日本のエンジン技術の優位性と独自性を飛躍的に高めることがPhase Iの到達目標である。項目により違いはあるが、TRL (Technology Readiness Level) で5～6の実証レベルまでを目指している。Phase Iの後は開発した要素技術を統合することにより、実証エンジンを開発するPhase IIにつなげる計画である。今後、プロジェクト案の詳細を公表して更に検討を加え、具体的な技術開発プロジェクトの実現に向けて関連機関に提案を行っていききたい。

上で述べた文部科学省の戦略的次世代航空機研究開発ビジョンには、JAXAに「次世代航空機イノベーションハブ」を設置する計画が盛り込まれている。イノベーションハブはJAXAを中心として産学が集結する枠組みを新たに構築し、今後の航空機技術開発を実施して行く構想である。今のところまだ具体的な姿は明確でないが、エンジン研究開発に重要な足がかりが形成されるのでは

ないかと期待される。JAXA航空本部のエンジン関係者各位からの要請により、ガスタービンを考える会がイノベーションハブに対して産学とのインターフェースを担うこととなり、現在、関係者が集うことのできる組織形態や研究内容などについて、議論を重ねているところである。

学会版研究開発プログラム案や文部科学省のビジョンにも記載されているが、研究開発段階で技術の実証に供するエンジン設備が日本に存在しないことは、長年の大きな問題であった。最近になり、F7エンジンを転用してJAXAに設置し、共同利用の実証設備とする計画が進んでおり、近いうち実現する運びとなっている。国内で開発された要素技術の有効性がこの設備で実証できるようになれば、エンジン開発に極めて強力な手段となることが期待される。

以上見たように、ジェットエンジンの技術開発に関する国内の様々な活動が、大変活発に進展する機運となっている。これら諸活動がばらばらに拡散しないよう、関係者間で緊密な議論を行い、協力を促進することが非常に重要である。日本ガスタービン学会も連携の場として中心的な役割を果たしていく必要があると思われる。

本特集ではここで述べたような情勢の中で、多方面に展開されているエンジン技術の研究開発活動が詳細に解説されている。記事を通じて読者の皆様に技術の現状と将来展望に関する最新の知見を共有していただき、日本のジェットエンジン開発に向けて、産官学の協力の度合いを高めて行く契機としていただけると幸いである。

## 参考文献

- (1) 文部科学省ホームページ  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/houdou/26/08/1351186.htm](http://www.mext.go.jp/b_menu/houdou/26/08/1351186.htm)  
(参照2015-03-15)
- (2) 渡辺紀徳, 「ガスタービン これまでの40年, これからの40年: 総論」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.41, No.1 (2013), pp.14-19.

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## 次期固定翼哨戒機（XP-1）用エンジンの開発について

平野 篤\*<sup>1</sup>  
HIRANO Atsushi及部 朋紀\*<sup>1</sup>  
OYOBE Tomonori

キーワード：高バイパス比ターボファンエンジン，次期固定翼哨戒機用エンジン，次期固定翼哨戒機，  
High Bypass Ratio Turbofan Engine, XF7-10 Turbofan Engine, XP-1 Maritime Patrol Aircraft,  
PFRT, QT, AMT, FT, XF7-1, XF5-1

## 1. はじめに

海上自衛隊の固定翼哨戒機P-1に4発搭載されたF7-10エンジンは、これまで防衛省技術研究本部航空装備研究所で研究開発を実施してきた航空機用ジェットエンジン技術を用いて研究開発した推力約6トン、バイパス比8クラスの純国産高バイパス比ターボファンエンジンである。防衛省において、高バイパス比ターボファンエンジンの国産開発は初めての経験であり、国内の製造会社もFJR710の開発経験及び民間エンジンの一部の要素開発に限定されているため、研究開発を通してエンジン全体システムを取り纏める技術及びエンジン／機体における試験評価を行う技術においてさまざまな知見が得られた。

本論では、次期固定翼哨戒機（XP-1）用エンジンとして開発された次期固定翼哨戒機用エンジン（XF7-10）（図1）の機能・性能，研究概要及び開発段階で実施したエンジン試験の概要について紹介する。



Fig. 1 XF7-10 turbofan engine

## 2. XF7-10エンジンの機能・性能

XF7-10の設計基準としては、ジェットエンジンの米軍規格MIL-E-5007D<sup>(1)</sup>（以下、「MIL」という。）を基準とし、その後継に相当する米国のガイダンスであるJSSG-2007A<sup>(2)</sup>（以下、「JSSG」という。）及び高バイパ

ス比ターボファンエンジンの規格として民間エンジンで使用されているFAR Part.33<sup>(3)</sup>（以下、「FAR」という。）一部を加えて定めている。また近年の飛行場周辺の環境に鑑み、騒音及び排気ガスについては国際民間航空機関（ICAO）の規制値<sup>(4)</sup>を満足することを目標として設計した<sup>(5),(6)</sup>。その結果として、ファン、圧縮機、燃焼器、タービンなどの各構成要素の高効率化と高バイパス比化によって推力6トン級のエンジンとしては世界最高レベルの燃費性能を実現した。またファンに起因して発生するファン騒音の低減対策による低騒音化、XF5-1の技術をベースに燃焼器における燃料と空気の混合の向上及びNOxが生成される高温領域の短縮を図るなどにより排気ガスの低エミッション化を実現した。更に哨戒機の特徴である海上における低空ミッションを考慮して、鳥との衝突に対する耐衝撃性を確保するとともに塩害に対する考慮をした。表1にXF7-10の主要性能諸元を示す。

Table 1 Performance of the XF7-10

推力（海面上静止条件）	60 [kN]
乾燥重量	約1240 [kg]
推力重量比	約5
バイパス比	約8
燃料消費率	0.34 [kg/hr/daN]
全長	約2.7 [m]
直径	約1.4 [m]
全体圧力比	約22
燃焼器	アニュラ型，気流微粒化噴射弁
エンジン制御	完全電子2重系FADEC
燃料	JP-4, JP-5（主燃料） JetA, JetA-1, JP-8（代替燃料）

## 3. XF7-10研究開発概要

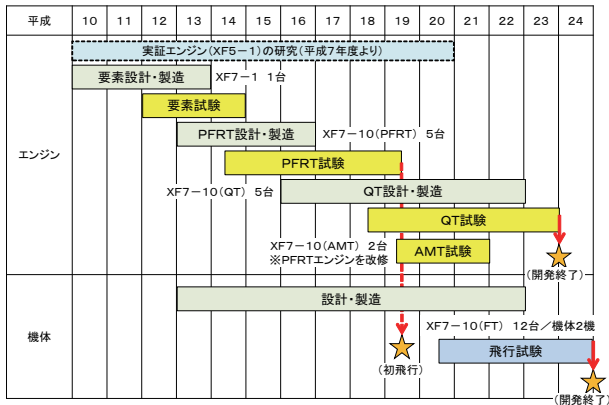
## 3.1 XF7-10の研究開発スケジュール

XF7-10及びXP-1の研究開発スケジュールを表2に示す。XF7-10は、平成10年度～23年度までの14年間（XP-1開発終了までを含めると15年間）の歳月をかけて研究開発された。ここでは各研究開発段階での概要を紹介する。

原稿受付 2015年3月25日

\* 1 防衛省技術研究本部航空装備研究所  
システム研究部エンジンシステム研究室  
〒190-8533 立川市栄町1-2-10

Table 2 R&D Schedule of XF7-10 & XP-1



1) 要素研究段階

高バイパス比ターボファンエンジンを開発するにあたり、平成10年度から高バイパス比ファンに関する要素技術について研究を着手した。防衛省としては初めてとなる1mを超える直径を有するファン要素については1/2スケール、フルスケールのファンを試作し、段階的にファン性能マップを取得した。コアエンジン部（圧縮機、燃焼器及び高圧タービン）については、XF5-1のコアエンジン部の要素性能マップを活用（エンジンファミリー化：図2）することで研究期間の短縮やリスク低減を図った。

これらの成果を元に、平成12年度から地上据置型のプロトタイプエンジン（XF7-1）を1台試作した。平成13年度にはXF7-1は地上運転試験を実施し、推力、燃料消費率などの熱空力的な成立性の確認を行い、従来と比較して短時間での目標性能達成を実現した。

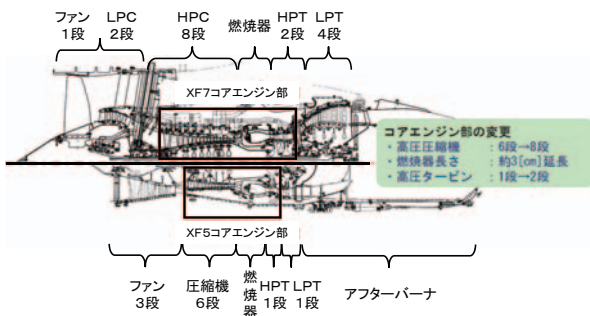


Fig. 2 Family type of core engine parts (XF7-1 & XF5-1)

2) PFRT段階

平成13年度からは、XF7-1をベースに重量を3分1まで絞り込む軽量化と耐久性、信頼性の向上を図った飛行可能なエンジンとして、XF7-10の研究開発に着手し、平成15年度までに予備飛行定格試験（PFRT：Preliminary Flight Rating Test）用のエンジンXF7-10（PFRT）を5台試作した。その後、平成19年度までPFRTの各試験項目を実施し、XF7-10（PFRT）が実用航空機の飛行試験に供し得ることを確認した。

3) QT及びAMT段階

平成16年にXF7-10がXP-1搭載用エンジンとして決定されたのを受けて、平成19年度までに認定試験（QT：Qualification Test）用のエンジンXF7-10（QT）を5台試作した。その後、平成23年度にかけてQTにおける各試験項目を実施し、XF7-10（QT）が量産エンジンとしての耐久性、安全性を有することを確認した。

平成19年度から平成21年度にかけては、飛行試験中にエンジンをオーバーホールすることなく運用できるための信頼性確認の試験として加速ミッション試験（AMT：Accelerated Mission Test）をXF7-10（PFRT）を改修した2台のエンジンXF7-10（AMT）で実施した。

4) 飛行試験（FT）段階

平成13年度から開始されたXP-1の開発では、飛行試験用供試機として2機を試作した。これに併せてエンジンは、平成18年度までに推進系統地上システム試験（PT：Propulsion Test）用供試機（機体の関連試験）としてXF7-10（PT）を2台（関連試験終了後、FT化改修）、平成20年度までに飛行試験用としてXF7-10（FT）10台を試作し、合計12台のエンジンで飛行試験を実施した。

平成19年度にはXP-1は初飛行に成功し、平成20年度からは、海上自衛隊厚木航空基地においてXP-1の飛行試験（FT：Flight Test）を実施した。平成24年度には推進系統の評価も含めた全ての試験項目を実施しXP-1の開発は完了した。開発終了後、機体・エンジン名称から開発を意味するXが外され、XP-1からP-1、XF7-10からF7-10となった。

3.2 XF7-10の試験評価項目

XF7-10の地上試験項目は、MILの開発段階（PFRT、QT）とJSSGの信頼性評価（AMT）に基づき試験評価項目を定めた。これらの試験実施にあたっては、設計と同様にMILを基準とした上で、JSSG、FAR、ICAOの環境規制などを参考とした各評価基準を作成し、評価対象部位によってエンジン試験、部品試験、補機試験に細分化して地上試験を実施した。XF7-10の地上試験項目

Table 3 Ground engine test items of the XF7-10

試験区分	試験項目	PFRT	QT	AMT
エンジン試験 (27項目)	地上性能、インレットディストーション、潤滑油遮断、水吸込み、過温度、振動特性、排気ガス計測	●		
	高空、制御機能、鳥吸込み、水吸込み、高温耐久	●	●	
	長時間耐久、ステアステップHCF、リパース耐久、代替燃料、低温始動及び加速、環境水結、腐食性、砂吸込み、火器ガス、騒音調査、始動トルク、振動応力、横風、整備性/整備実証		●	
	信頼性			●
部品試験 (8項目)	静荷重強度、ディスク破断、耐圧、過回転、異物損傷	●		
	疲労強度(部品HCF、部品LOF)、コンテインメント	●	●	
補機試験 (29項目)	防振、姿勢、電磁干渉、潤滑油タンク耐圧、燃料ポンプ耐高度、FADEC統合、シミュレーション、ECU複合環境、ECU温度	●		
	環境(湿度、持続加速度、振動、衝撃)	●	●	
	模擬作動(燃料系統、ECU、電気系統、点火系統)、燃料ポンプキャビテーション、砂塵、点火系の汚れ、AGB/P/O、潤滑油タンク、発電機、熱交換器、耐雷、耐火、信頼性データ取得(ECU、T45Bパイロメータ、燃料系統)		●	

を表3に示す。

試験評価において、PFRTは試験飛行前までに確認する試験であり、これを満足した上で初飛行を迎えることができる。QTは量産仕様を確定するための試験であり、QT終了後に量産エンジンの形態が確定する。また、AMTは複数のエンジンを長時間に渡って運転し、エンジンの信頼性を確認する試験である。

QT, AMTの地上試験と並行して実施した、XP-1のFTにおいても、表4の推進系統としての試験評価を実施した。FTにおける推進系統の試験目的は、機体との機能、性能、適合性に関する要求事項を評価することであるため、評価基準としては、推進系統に関する各機能・性能を確認することとして設定した。

Table 4 Propulsion system test items of the XP-1

試験項目	試験細目
エンジン始動	モータリング(地上)
	エンジン始動(地上)
	エンジン停止/再始動(空中)
エンジン制御	オルタネート・モード機能確認
	連続点火機能確認
	推力トリム機能確認
	離陸推力制御機能確認
定常・加減速特性	エンジン定常・加減速特性(地上)
	エンジン定常・加減速特性(空中)
ナセル内冷却適合性	冷却適合性(地上)
スラスト・リバーサ作動	スラスト・リバーサ制御機能
	スラスト・リバーサ作動特性
ディストーション耐性	

### 4. XF7-10の地上試験 (PFRT, QT, AMT)

ここではXF7-10の地上試験のうち、PFRT, QT段階のエンジン試験で実施した耐久性に関する試験の概要を紹介する。その他の地上試験については参考文献(8)~(11)を参照されたい。

ジェットエンジンの耐久性の立証については、MILにおいて、燃焼器出口温度を上げた高温状態で図3に示す6時間のサイクル運転を、PFRT段階において10サイクル(60時間)及び最少60回の始動、QT段階においては2台のエンジンで代替燃料を含む25サイクル(150時間)及び最少200回の始動を2回繰り返すことが要求されて

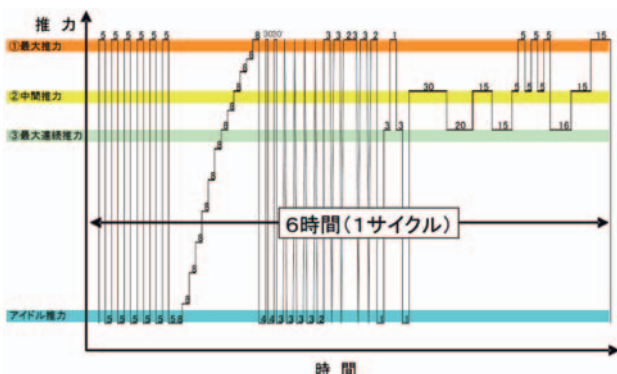


Fig. 3 Endurance test cycle of the MIL-E-5007D

いる。

しかし、米軍の最新スペックであるJSSGでは、AMTによる耐久性を含む信頼性保証を規定している。AMTの試験方法は、図4に示すように想定される運用パターンを解析し、損耗への寄与が低い部分負荷やIDLEでの保持時間を短縮することで、短時間に耐久性と寿命を検証可能とする考え方である(7)。

これらの考え方を整理するとMILのサイクルは高温耐久、AMTのサイクルは長時間耐久の評価といえる。そこで、XF7-10の開発においては、QT段階における耐久性評価として高温耐久試験と長時間耐久試験、飛行試験へ向けた信頼性評価としてAMTを実施した。

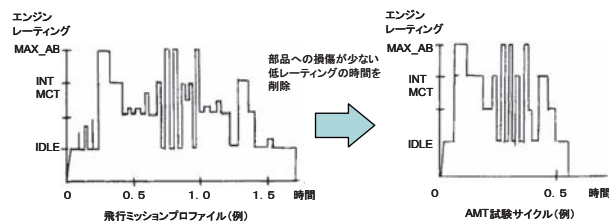


Fig. 4 Accelerated Mission Test case (Sample)

#### 4.1 予備飛行定格試験 (PFRT)

PFRTではMILに従った60時間の耐久試験を2段階で実施した。1回目は予備耐久として燃焼器出口温度を通常温度で実施し、2回目はMILの規定どおり高温耐久で実施した。しかし高温耐久に入り、燃焼器の損傷等の不具合が発生し、改修を実施することで最終的に60時間耐久試験を合格した。

#### 4.2 認定試験 (QT)

QTの耐久試験ではJSSGの耐久性評価を参考に、MILで要求されている2台(150時間×2回)の高温耐久試験を1台に変更し、エンジンLCF試験に代わり、高温部品の1寿命分を評価するためのAMTパターンを用いた長時間耐久試験に変更した。また、耐久試験のサイクルに組み込まれているスラスト・リバーサ作動時の耐久性確認については、MILとFARに基づき定めたリバーサ耐久試験として別に評価した(図5)。

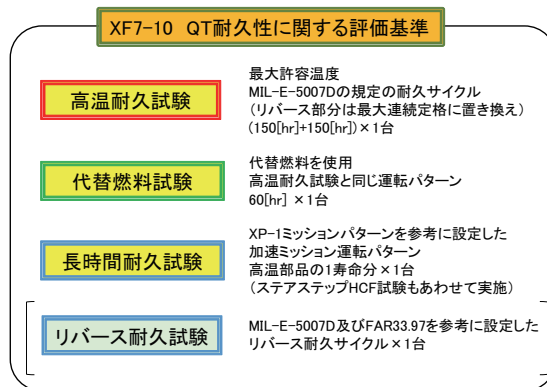


Fig. 5 Endurance test case of the XF7-10 (QT)

### 1) 高温耐久試験 (代替燃料試験)

高温耐久試験は、新造エンジンをMILの最大許容定常計測ガス温度+8℃以上へ増加して150時間の耐久試験を実施し、試験後、オーバーホールを行った同エンジンに対して再度150時間の耐久試験を実施した。

試験の結果は、性能変化については、耐久試験前後の校正試験結果を比較し、離陸定格 (TO) 条件での推力及び燃料消費率の変化が5%以内であることを確認した。また分解検査により、最初の150時間運転終了後の分解検査で、補修による再使用が不可能な部品が無いこと、また2回目の150時間運転終了後の分解検査で、飛行安全を危うくする切迫した破損が無いことを確認した。この結果、高温耐久試験は満足することを確認した。

次に代替燃料試験では、XF7-10の代替燃料のうち民間でも多用され最も入手性が良いJet A-1を使用した60時間の高温耐久試験を実施し、主燃料と比較しエンジン性能等に変化が無いことを確認した。

### 2) 長時間耐久試験

長時間耐久試験 (図6) は、JSSGにおけるAMTの評価として高温部品に対するLCFやクリープの構造設計寿命相当を確認することとなっているため、タービン動翼などの高温部品を評価対象部品として設定し、試験時間については、高温部品に対するエンジン要求寿命である7500時間相当を設定した。ただし試験評価としては、運転条件によって高温部品のLCF損傷及びクリープ損傷が変わってくるため、XP-1におけるAMT運用パターン7500時間相当分の損傷値と長時間耐久試験で負荷された損傷値を計算し、超えた場合には試験を終了することとした。

またJSSGでは、翼の高サイクル疲労 (HCF) 強度についても確認することになっているため、HCF損傷を模擬する試験として、IDLEから最大回転数まで25ステップで段階的に上昇させ、各回転数で所用の励振数を付加するステアステップHCF試験を実施した。

試験の結果は、最初にHCF試験を実施し全てのステップで励振数を付加したことを確認した。その後、長時間



Fig. 6 Endurance test (Ground test cell)

耐久試験として1500時間相当の運転間隔で点検を実施し、継続してデータを取得した。その結果、評価対象部品の高温部品について7500時間相当の損傷値が与えられたことが確認され、長時間耐久試験は満足することを確認した。

### 3) リバース耐久試験

国内で実施されたジェットエンジンの開発において、スラスト・リバーサを装備したのは初めてであるため、リバーサ耐久試験は国内では初めて実施した試験である。

評価基準としては、民間航空機基準であるFAR33.97のスラスト・リバーサの基準と、MILの耐久サイクルにおけるリバーサの部分を参考に試験条件を設定し、図7に示す北海道大樹町に設置した屋外運転スタンドにおいて、XP-1と同等スラスト・リバーサ付ナセル形態のエンジンで実施した。なお、エンジン入口に装着されたインターク・ダクトはリバーサ時の逆流の吸い込みを防ぐために設置されたものである。



Fig. 7 Reverse endurance test (Outdoor test stand)

試験評価としては、規定した試験条件 (リバーサ手順、回数及び作動時間) を実施し、スラスト・リバーサ時 (図8) にXF7-10エンジンに応力負荷がかかる部分 (マウント部等) の耐久性のみを評価対象とした。

試験結果としては、スラスト・リバーサ作動時にリバーサ推力 (= 逆推力) が発生し、エンジンのマウント部、機体カウルとのインターフェース部のエンジン部品には、通常とは逆である前方方向の応力負荷が発生したが、試験後の分解検査において、異常がないことが確認された。



Fig. 8 Reverse endurance test (Max reverse)

### 4.3 加速ミッション試験 (AMT)

FTを実施するにあたり、エンジンの信頼性確認間隔 (VERT: Verified Engine Reliable Term) を延長するため、XF7-10 (AMT) を用いて1000時間相当のAMTを実施した。VERTとは、エンジン整備会社へ搬入することなく、適切な整備を実施することにより、エンジンの信頼性が確保されていることが確認された時間である。

VERTの延長方法は、防衛省で開発したF3エンジンで実績のあるセグメント方式及び挟み込み方式<sup>12)</sup>とした。セグメント方式とは、各セグメントが互いに独立しており、セグメントが変わればエンジン号機の入替、修理、部品交換を可能とし、運転時間はリセットされる。挟み込み方式とは、VERT (新) としてVERT (旧) とAMTにて確認された相当飛行時間との中間値を採る方式であり、以下で計算される。

$$A = B + (C - B) / 2$$

A: VERT (新)

B: VERT (旧)

C: AMTにて確認された相当飛行時間

延長条件は、エンジンのバラツキを含む信頼性の観点から、AMTのエンジン台数と運転時間からの危険率を統計学的に算出し、各セグメントで2台のエンジンを実施することでVERTを延長可能とした。

試験の結果は、機体の想定飛行パターンから設定した3倍の加速率であるAMTサイクル運転を、セグメントIで1000時間相当×2回、セグメントIIで1500時間相当×2回を実施し、VERTは初期値であるPFRT耐久実績の60時間から最終的に1000時間相当まで延長することができた。

## 5. 飛行試験 (FT)

XP-1の飛行試験においては、図9に示す飛行試験機を用いて、表4に示す機体の推進システムの試験評価を実施した。ここでは代表例として、エンジン始動確認、スラスト・リバーサ作動確認、エンジン制御機能確認について紹介する。



Fig. 9 XP-1 test aircrafts (5501: Upper, 5502: Lower)

### 5.1 エンジン始動確認

XP-1におけるエンジン始動については、地上ではモータリング及びエンジン始動が、抽気源 (APU / 他エンジン / GSE)、燃料有無 (ドライ / ウエット)、外気温 (耐暑 / 耐寒) の条件において可能なこと、エンジン始動時には規定の始動時間を満足することを確認した (図10)。

次に、エンジン空中再始動については、PFRT, QTで確認された高空試験の空中始動領域内における確認を実施し、各エンジンにおいて、スタータ・アシスト (他エンジン抽気, APU抽気) 及びウィンドミルによる空中再始動を行った。試験結果としては、始動時にエンジン排気温度が制限値を超過することなく、IDLEまで到達し、再始動可能なことを確認した。



Fig10 XF7-10 engine cold starting test

### 5.2 スラスト・リバーサ作動確認

XF7-10に装備されるナセル及びスラスト・リバーサは、機体製造段階において、実機相当の内舷ナセルにXF7-10 (PT) を搭載し各種運転を行い、エンジン運転、作動特性データ、スラスト・リバーサ特性データ等を取得する推進系統地上システム試験を実施し、設計の妥当性が確認されている<sup>13)</sup>。

飛行試験におけるスラスト・リバーサの作動確認として、寒冷地においても、規定の作動時間で正常に展開 / 収納でき、適切に表示されること、着陸時や離陸断念時 (RTO: Rejected Take Off) に、スラスト・リバーサが正常に展開 / 収納でき、作動状態が適切に表示されることを確認した (図11)。



Fig.11 XP-1 full thrust reverse (Inside engine)



### 5.3 エンジン制御機能確認

XP-1のエンジン制御機能のうち、代表としてエンジンのフレームアウトを防止するための連続点火機能の試験結果について紹介する。

試験要求としては、操作端による入力または航空機の飛行状況に応じて、エンジンが適切に制御され、連続点火機能が正常に作動することを確認する。

試験結果としては、連続点火スイッチを手動操作し、連続点火機能が作動すること、飛行状況に応じて自動で連続点火機能が作動することを確認した (図12)。



Fig.12 XP-1 landing to runway

## 6. まとめ

本論では、XP-1の性能確認試験のうち、XP-1用に採用されたXF7-10の機能性能、研究開発概要、地上試験 (PFRT, QT, AMT) 及び飛行試験 (FT) での試験評価について紹介した。XF7-10は、PFRT, QT及びAMTに加えFTにおいて様々な試験を実施し、XP-1用エンジンとして十分な機能・性能を有することを確認した。開発段階を通してXF7-10は、延べ14000時間以上のエンジン運転を実施した (表5)。

Table 5 XF7-10 test run time

段階	エンジン台数	実運転時間	使用燃料
PFRT	5台	806時間	JP-4
QT	5台	2,579時間	JP-4, JP-5, JP-8, JetA-1
AMT	2台	1,765時間	JP-4, JP-5
FT	12台	8,970時間 (地上IDLEを除く)	JP-4, JP-5
合計	24台	14,120時間	JP-4, JP-5, JP-8, JetA-1

航空機の研究開発において、その最も主要な構成品であるエンジンを純国産で開発できたことは、我が国の技術力の高さを証明したといえる。XF7-10の開発の中では、試験評価基準の設定、開発期間とエンジン台数の制

約、エンジン試験及び飛行試験での不具合/対策、試験設備の制限など様々な課題があったが、これら乗り越えて開発を終了した。これらXF7-10の国産開発を通じて培った多くの技術的な知見は、今後の国産航空機用ジェットエンジンの研究開発、延いては将来の航空機開発に向けて大きな財産になると考えている。

長期間に渡るXF7-10の研究開発事業に参加し、様々な努力を重ねた全ての関係者に感謝するとともに、今後も国産航空機用ジェットエンジンの研究開発を推進して行きたいと考えている。

## 7. 参考文献

- (1) MIL-E-5007D, 'Engine, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for', US Military Specification, 1973
- (2) JSSG-2007A, 'Joint Service Specification Guide-Engines, Aircraft, Turbine', 2004
- (3) FAR Part33, 'Aircraft Engine, Federal Aviation Regulation Part 33 Airworthiness Standards', 1999
- (4) International Civil Aviation Organization (ICAO), ENVIRONMENTAL PROTECTION ANNEX16 Volume I, 4th Edition Part II Chapter 4, 2001
- (5) 坪本卓, 島田洋介 "次期固定翼哨戒機用エンジン (XF-10) の設計について (低燃費を目指した取り組み)", GTSJ ガスタービンセミナー (第41回) 資料集, 2013.1
- (6) 木村建彦, 山下高広, 及部朋紀, 中澤裕, "次期固定翼哨戒機用エンジン (XF7-10) の設計", 第51回飛行機シンポジウム講演集, 2013.11
- (7) Jon S. Ogg and Wilson R. Taylort, 'Accelerated Mission Testing of Gas Turbine Engines', AIAA-58512-241
- (8) 山根喜三郎, 秋津満, 赤城正弘, "大型機用エンジン (XF7) の研究概要", GTSJ ガスタービンセミナー (第37回) 資料集, 2009.1
- (9) 秋津満, "高バイパス比ターボファンエンジンについて" 日本ガスタービン学会誌, Vol.40 No.3, 2012.5
- (10) 金子美佳, 秋津満, 赤城正弘, 黒木博史, 佐藤篤, "次期固定翼哨戒機用エンジン (XF7-10) の鳥吸込み試験の概要", 第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 2010.10
- (11) 及部朋紀, 平野篤, "次期固定翼哨戒機 (XP-1) の性能確認試験 (エンジン試験)", 第51回飛行機シンポジウム講演集, 2013.11
- (12) Nakao M, Ikeyama M, Abe S, "Analytical Condition Inspection and Extension of Time Between Overhaul of F3-30 Engine", ASME 91-GT-277, 1991.6
- (13) 米原健一郎, 金井憲昭, 永森久幸, 中澤裕, "次期固定翼哨戒機 (XP-1) の機体各種系統設計", 第51回飛行機シンポジウム講演集, 2013.11

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## ヘリコプタ用エンジンXTS2の設計について

鴨志田 徹也\*<sup>1</sup>  
KAMOSHIDA Tetsuya及部 朋紀\*<sup>2</sup>  
OYOBE Tomonoriキーワード：ガスタービン，ターボシャフトエンジン，ヘリコプタ，斜流圧縮機，XTS2，TS1，OH-1，FADEC  
Gas Turbine, Turboshaft Engine, Helicopter, Mixed-flow Compressor, XTS2, TS1, OH-1, FADEC

## 1. はじめに

将来の防衛ヘリコプタ用エンジンとして不可欠な耐環境性に優れ高出力なターボシャフトエンジンに関する技術の研究を目的として，防衛省技術研究本部ではXTS2-10（図1，以下XTS2）の試作及び試験を行った。平成18年度から平成25年度にかけて設計，供試体試作，性能確認試験が実施され（図2）<sup>(1)</sup>，三菱重工は契約相手方として試作エンジンの設計，製造等を行った。本稿では，XTS2エンジンの設計内容について，ガスタービン及びヘリコプタ用エンジンとしての特徴を紹介する。

## 2. XTS2の設計コンセプト

XTS2は陸上自衛隊で運用されている観測ヘリコプタOH-1（図3）搭載エンジンのTS1-M-10A（図4，以下TS1）をベースに，将来のヘリコプタへの搭載を想定した出力増大型として設計した。TS1をベースとすることにより，その研究開発成果（基本構造，使用材料，搭載装備，適用技術等）及び運用実績を最大限に活用して，エンジンの新規設計によるリスクを出力増大対応に絞り込み，部品共通化を図り，研究の期間及び経費を低減させている。

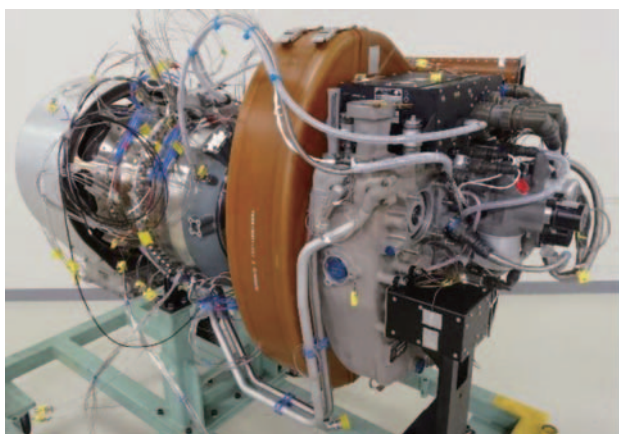


Fig. 1 XTS2 turboshaft engine

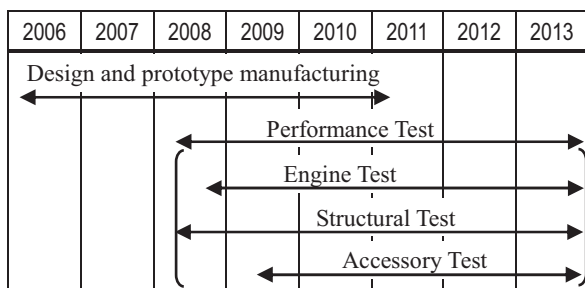


Fig. 2 XTS2 program schedule

原稿受付 2015年3月25日

\*1 三菱重工株式会社 防衛・宇宙ドメイン  
誘導・推進事業部 エンジン・機器技術部  
〒485-8561 小牧市東田中1200

\*2 防衛省 技術研究本部 航空装備研究所  
〒190-8533 立川市栄町1-2-10

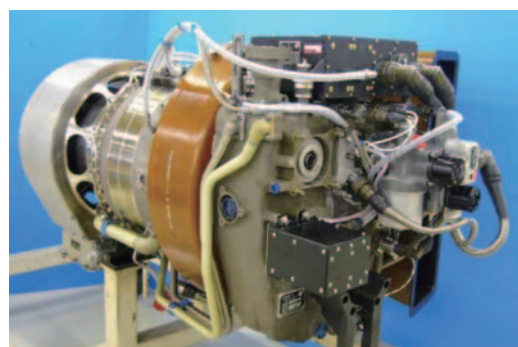
Fig. 3 OH-1 observation helicopter<sup>(2)</sup>

Fig. 4 TS1-M-10A turboshaft engine

XTS2は，前述の通り，防衛ヘリコプタ用エンジンとして不可欠な耐環境性及び高出力に加え，巡航燃費低減，高応答性，高信頼性，高整備性を有する設計としている。この内，高出力（ベースとなるTS1からの出力増大），低燃費については，圧縮機と出力タービンの2段

化、高圧タービン入口温度（以下TIT）の増加を軸とした性能要素の新規設計を行った。その他の項目については、OH-1の運用を通じた知見や将来のヘリコプタ運用範囲の拡大を考慮しつつ、ベースエンジンをそのまま活用、またはスケールアップとする設計とした。（表1）

Table 1 Design commonality between XTS2 and TS1

<b>New design</b>
Compressor, Combustor, Fuel injector, GT, PT
<b>Scaled up</b>
HMU, IPS, IRS, Oil cooler
<b>Common or almost the same</b>
Engine system, Sensors, Gearbox, Igniter, Exciter, FADEC

GT: Gas generator Turbine, PT: Power Turbine, HMU: Hydro Mechanical Unit, IPS: Inlet Particle Separator, IRS: Infra-Red Suppressor, FADEC: Full Authority Digital Electronic Control

エンジンの設計にあたっては、防衛ヘリコプタ用エンジンとして運用するのに十分な性能、機能、強度、寿命、安全性、耐環境性を有するように、MIL-E-8593A<sup>(3)</sup>やJSSG-2007A<sup>(4)</sup>を参考にして、将来のヘリコプタの運用を想定して設計基準を設定した。

### 3. XTS2の設計の特徴

#### 3.1 エンジンシステム

XTS2のエンジンシステム概要を図5に示す。

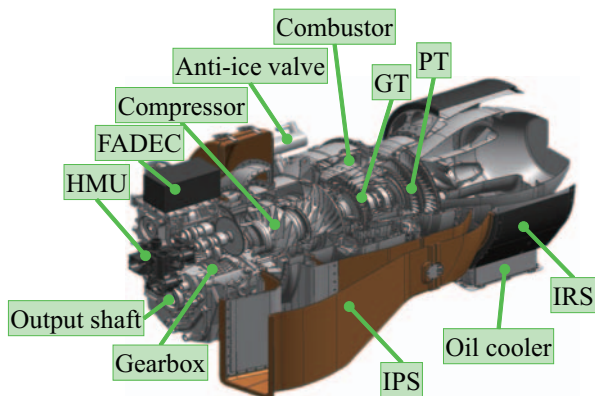


Fig. 5 XTS2 engine system

XTS2は航空用ガスタービンエンジンの分類上、フリータービン形式のターボシャフトエンジンに該当する。ガスタービン性能要素は、斜流と遠心の2段からなる圧縮機、逆流環状燃焼器、1段軸流の高圧タービン、2段軸流の出力タービンから構成される。圧縮機と高圧タービンは高圧軸を構成し、出力タービンはフリータービンであるので出力タービン軸として独立した構造である。高圧軸の内径側に出力タービン軸を配置した同心二軸構造であり、逆流環状燃焼器とともにエンジン全体をコンパクトな構造としている。圧縮機、燃焼器で発生した高

温・高圧のガスにより出力タービンで得られた出力は、エンジンに一体化された減速機を介して出力軸から機体側へ伝達され、ヘリコプタのメインロータ等を駆動する。

XTS2のヘリコプタ用エンジンとしての構造上の特徴は、統合エンジンシステム構造とモジュール構造を採用していることが挙げられる。統合エンジンシステム構造とは、エンジンの作動に必要な制御、燃料、潤滑、空気、始動、点火、センサ等の各サブシステムに加えて、IPS、IRS等の、防衛ヘリコプタ用エンジンとして現在考え得る装備が全て一体となったエンジンシステム構造である。これにより、機体とのインターフェースが、出力軸、マウント、吸気、排気、燃料、電気信号のみとなり、機体の艤装設計を簡素にするのみならず、運用時のエンジン搭載、交換の作業性が非常に容易となり、機体の整備性向上に寄与している。後者のモジュール構造としては、圧縮機、燃焼器、高圧タービンから成るコアエンジンモジュール、出力タービンモジュール、減速機モジュールから構成されており、エンジンの整備性を高めている。

以上のエンジンシステムにより、XTS2はベースとなるTS1の1.2倍強の出力を発生する。（表2）

Table 2 Engine technical data

Engine	XTS2-10	TS1-M-10A
IRP (SLS)	940kW	744kW
SFC@IRP	0.30kg/kW/hr	0.30kg/kW/hr
Length	1500mm	1300mm
Width	700mm	600mm
Height	700mm	600mm
Dry weight	190kg	155kg
Output shaft speed	6000min <sup>-1</sup>	6000min <sup>-1</sup>

Performance numbers are approximate.  
SLS: Sea Level Static, IRP: Intermediate Rating Power  
SFC: Specific Fuel Consumption

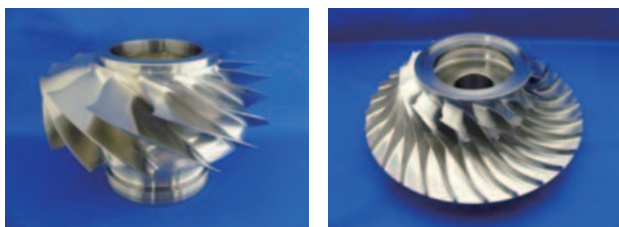
以下、エンジン各部の特徴について、TS1と対比しつつ述べる。

#### 3.2 圧縮機

出力増大と巡航燃費低減を両立させるために、TS1の遠心単段形態に対して2段化を行い、単段あたりの空力負荷を低減することで圧縮機効率を高める設計とした。同出力クラスのターボシャフトエンジンでは、2段圧縮機の構成が軸流圧縮機と遠心圧縮機、または、遠心圧縮機2段の採用が主流の中、XTS2においては軽量と低コストを目的とした部品点数低減及び耐FOD（Foreign Object Damage, 異物による損傷）性を考慮して、軸流圧縮機と比べて耐FOD性に優れて圧力比が高く、遠心圧縮機に比べて小型軽量の斜流圧縮機を第1段に配置した、斜流圧縮機と遠心圧縮機の形態を採用した（図6）。

防衛ヘリコプタは、その多様な任務のために悪天候下でのホバリング、地形に沿った飛行等が求められ、エン

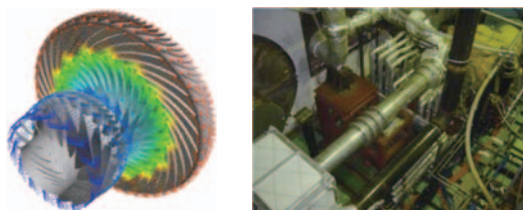
ジンに対しては出力の高応答性が必要とされる。このため、XTS2においては、TS1と同じく、圧縮機第1段上流に可変静翼（VIGV, Variable Inlet Guide Vane）を配置し、圧縮機が吸い込む空気流量を積極的に制御することによって、出力の高応答性を達成するとともに、適正なサージマージンを確保している。



(a)1st stage: Mixed-flow (b)2nd stage: Centrifugal

Fig. 6 Compressor rotors

圧縮機の設計は大規模解析と圧縮機要素試験（図7）によって翼形状、VIGVスケジュール、ブリード量、ケーシングトリートメント等の空力設計を行い、最終的にはエンジン試験においてVIGVスケジュール等の微調整を行った。

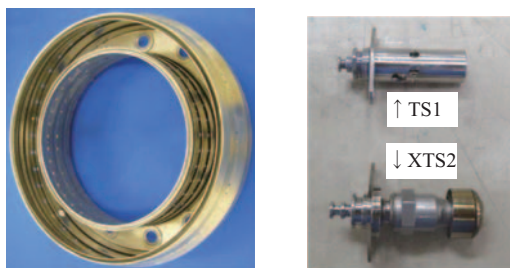


(a) CFD (b) Compressor rig test

Fig. 7 Compressor development

### 3.3 燃焼器

燃焼器ライナの形態は、エンジン全長を短くするために、TS1と同一形式の環状逆流式としている。一方、出力増大のため、空気流量やTITを増加させるように、燃焼器ライナ体格、燃料ノズル本数、冷却構造等を見直した新規設計とした。（図8）



(a)Combustor liner (b) Fuel injectors

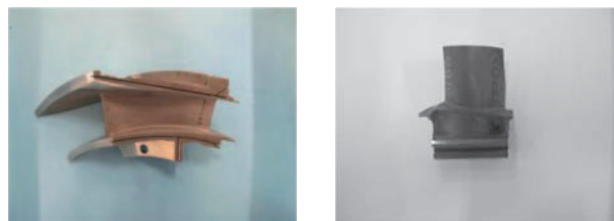
Fig. 8 Combustor components

また、TS1がワイドカット系のJP-4を主燃料として開発されたことに対して、将来的な燃料入手性の観点から

民間航空機等で広く一般に使われている灯油系のJetA-1も用いることをXTS2の設計において想定した。このため、燃料ノズルについては、カーボン付着を抑制するパージ機能をTS1より強化した多種燃料対応の構造とした。

### 3.4 高圧タービン

XTS2は出力増大のためにTS1からTITを増加させているので、それに対応するために、高圧タービンにおいては静翼、動翼ともに冷却構造を見直して冷却効率向上を図るとともに、動翼材料についてはTS1で用いた一方向性凝固材から単結晶材に変更してクリープ強度を向上させ、エンジン性能に影響する冷却空気流量の増加を最小限に抑制した設計としている。（図9）



(a) Nozzle (b) Blade

Fig. 9 Gas generator turbine nozzle and blade

### 3.5 出力タービン

出力タービンについても圧縮機と同様に、出力増大に伴う翼列1段当たりの空力負荷を低減し出力タービン効率を高く維持するために、TS1の軸流1段から軸流2段の形態へ変更した。（図10）

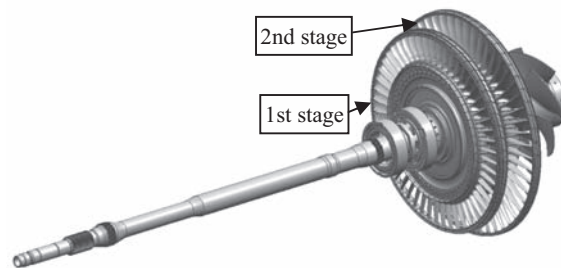
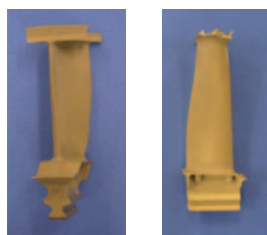


Fig.10 Power turbine rotor

出力タービンの基本構造は軽量化と低コストのためにTS1と同様とし、ロータ構造、特にタービン動翼とディスクの冷却、主流からの遮熱構造には、それを目的とした特別な部品は用いず、圧縮機からの二次空気によって冷却とガスタービン主流からの高温ガスをパージするという設計としている。このため、動翼やディスクの強度は材料そのものの特性に負う所が大きいことから、部材の設定温度条件が重要となる。従って、TITに加えて、航空用エンジン特有の広い作動範囲（気温、高度、機速）の影響で変化する二次空気と主流とのバランスに関するデータをエンジン試験で取得し強度確認を行った。

航空用ガスタービンエンジンにおいては、ロータが高

速回転をするために、ロータ自身の強度を十分な設計とすることに加えて、万一のブレード飛散においても周辺の構造物によりエンジン外部に飛散片が放出されないように設計を行うのが一般的である。ヘリコプタにおいては、機体の運動性能はメインロータのピッチ角に大きく依存するので、フリータービン形式のターボシャフトエンジンにとっては、メインロータの負荷変動の影響を大きく受けて出力タービン軸回転速度が変動する。特にピッチ角が急激にフラットとなって負荷が抜ける場合には、エンジンシステムはもとより、ヘリコプタのメインダイナミックコンポーネント内においても、ロータの過回転を機械的に抑制する機構はないため、他形態の航空用ガスタービンや同じターボシャフトエンジン内の高压軸と比較しても、過回転の量が大きくなる。XTS2では、このような出力タービンの過回転を制御により抑制しているが、XTS2の出力タービンコンテインメントの設計条件は、過渡時も含めた最大の過回転速度において万一本ブレードが破断してもコンテインするという厳しいものとしている。このため、TS1で培った知見を活用し、荷重となるブレードは極限まで軽量（図11）に、コンテインする側のケース等は荷重を吸収するのみならず広く分散させる構造としている。



(a)1st stage (b)2nd stage

Fig.11 Light weight power turbine blades

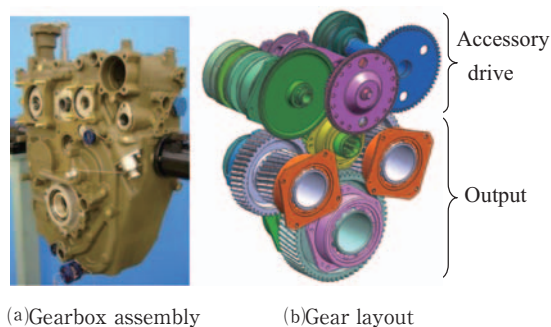
### 3.6 減速機

減速機は、出力タービンで発生した動力を機体側に所定の回転速度まで減速して伝達する出力系と、エンジンサブシステムの燃料ポンプ、滑油ポンプ、スタータジェネレータを駆動する補機駆動系、及び、減速機ケースと一体構造となったオイルタンクから構成される。（図12）

比較的荷重の小さい補機駆動系は平歯車とし、伝達荷重の大きい出力軸系は、はすば歯車とし、更に中間軸はダブルレイシャフト構造として歯車負荷の軽減とともに小型軽量化を図っている。

XTS2の減速機はFADEC、HMUやセンサ等の補機を多数集中的に搭載している。これらの配置は組立・整備性に大きく影響するので、TS1の実績を活用する設計としたので、補機類のマウントや駆動のインターフェース、すなわち、減速機ケースと補機駆動系の歯車と軸受はTS1と基本的に同一である。出力軸系については、XTS2の出力増大に対応するために、歯車と軸受の強度

を見直した設計とした。



(a)Gearbox assembly

(b)Gear layout

Fig.12 Gearbox

### 3.7 サブシステム

前項までは、XTS2のガスタービンとしての特徴を述べてきた。一方、ヘリコプタ用エンジンとしてXTS2をとらえる場合、エンジンを作動させるための燃料供給、歯車や軸受等を冷却潤滑、低温環境を飛行する際のインレット周辺の防水、エンジンをスムーズに着火から飛行、停止まで安全に制御する等の各種系統、すなわちサブシステムがエンジンの運用性を計るに当たって重要なものとなる。前述の通り、XTS2は開発リスク低減のために、TS1の開発や運用で確立し実績のあるサブシステムを活用し、ハードウェア及びソフトウェアは基本的には共通として、出力増大等の理由により容量アップや取付インターフェース変更が必要となる部位については、スケールアップ等の設計変更で対応させた。以下、サブシステムについての詳細を述べる。

#### 3.7.1 制御系統

XTS2では、パイロットのワークロード、すなわち、エンジン操作、監視の負担を低減するために、始動から停止までの全ての運転をFADEC（図13）により自動制御で行っている。

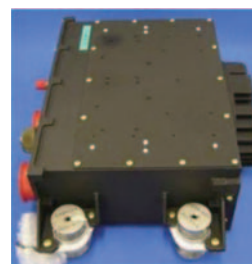


Fig.13 FADEC

ヘリコプタの飛行中においては、パイロットのコレクティブピッチ操作によりメインロータに作用する負荷が変動し、エンジンの出力タービン回転速度に変動をもたらす。FADECの主機能は、この出力タービン回転速度を一定とすることであり、燃料流量とVIGV角度を自動制御する。これにコレクティブピッチフィードフォワード

ド制御を付加して、ヘリコプタ用エンジンとしての高応答性を達成している。更に、トルクのリミッタ、失火時の再着火・再始動機能、双発エンジンでのトルクマッチング等の機能を有する。(表3)

Table 3 FADEC function

Power management	<ul style="list-style-type: none"> <li>Engine start / stop</li> <li>Power turbine rotor speed feed back</li> </ul>
Stability management	<ul style="list-style-type: none"> <li>Accel / decel scheduling</li> <li>VIGV geometry control</li> <li>Stall recovery</li> </ul>
Safety	<ul style="list-style-type: none"> <li>Limit protection (rotor speed, temperature, torque)</li> <li>Relight / restart</li> </ul>
Diagnostics & maintenance	<ul style="list-style-type: none"> <li>Fault detection, accommodation &amp; annunciation</li> <li>Engine data / event log</li> <li>LCF counter</li> </ul>
Helicopter interface	<ul style="list-style-type: none"> <li>Torque balance</li> <li>Torsional instability mitigation</li> <li>Corrective pitch feed forward</li> <li>Airframe / engine communication &amp; display</li> </ul>

制御系統は電源、CPU回路、センサ、アクチュエータ等の電子・電気部品を二重冗長系で構成して、片方の系統が故障しても残りの系統での制御が継続することにより信頼性を高めている。また、万一の自動制御機能喪失の場合においても、手動制御に切り替えて燃料流量、VIGV角度の必要最低限の操作を可能としている。

表3に示す多彩な機能を全自動でできるので、前述のパイロットワークロード低減に加え、制御パラメータの変更によりエンジン作動特性を容易に調整できるため、エンジン開発段階の試験遂行に大きな効果をもたらした。実際に、3.2項で述べたVIGVスケジュールの微調整は、運転試験の現場でFADEC内部の制御スケジュールを都度変更することにより、容易に行うことができた。また、開発試験特有の事情で通常のマッチングとは異なる運転や構造限界に近い状態で運転する必要がある時においても、VIGVスケジュールやリミッタに関する制御パラメータを一時的に変更することにより、ハードウェアの変更なく所定の運転を行うことができた。

### 3.7.2 燃料系統

燃料系統は燃焼器に昇圧し、調量された燃料を供給する機能と、VIGVを駆動する機能を有する。これらの機能のための、燃料ポンプ、燃料制御弁、アクチュエータ等がHMUとしてひとまとめのハードウェアとして構成されている。(図14)

HMU内の燃料制御弁やVIGVアクチュエータは、FADECからの電気信号により、ステッピングモータを駆動し、制御されている。

HMUを小型軽量とするために、燃料制御弁はニードル弁方式やスリット円板方式とは異なる遊星ローラ方式<sup>(5)</sup>を採用している。

また、燃料配管破損時等での燃料漏れにより火災発生

を最小限とするために、燃料ポンプは外部からの加圧無しで燃料を吸い上げる能力を有する。



Fig.14 HMU

### 3.7.3 潤滑系統

潤滑系統は、潤滑油による冷却、潤滑対象であるエンジン各部の歯車、軸受に潤滑油を供給、回収し、冷却する機能を有する。

XTS2の潤滑系統はエンジンシステム内に全ての構成部品を有するセルフコンテイン方式である。オイルタンクは減速機ケースと一体構造であり、オイルサンプがエンジンの前部と後部の二か所のみであることと合わせて、エンジンの構造をコンパクトにしている。オイルポンプ、タンク、フィルタ等の構成部品は基本的に減速機に集約した配置としているが、オイルクーラのみは、空冷のためのブロウ空気をIRSの冷却にも利用するために、IRSへの配置としている。(図5)

航空用エンジンの特徴として、飛行中の姿勢やGの変化に対応するために、潤滑油の循環構造やシール構造に配慮した設計を行っている。また、飛行中の異常によりオイルポンプから潤滑油が供給されなくなった場合でも所定の時間内においては過度の損傷が発生しない設計としている。これらは、TS1の開発を通じて確立された技術であり、XTS2にも適用されている。

### 3.7.4 空気系統

空気系統は、燃焼器、タービン部品等高温環境下の部品に対しての冷却、高圧軸や、出力タービン軸を支持する玉軸受のスラスト荷重適正化、オイルサンプのオイルシール、及び、IPSやVIGV等の防水のために、圧縮機からの抽気を利用した設計としている。

アンチアイスバルブ(図15)を防水空気経路内に配置し、着氷環境飛行の必要時のみに作動させることにより、防水抽気による出力低下の影響を受ける飛行範囲を極小とする設計としている。

空気系統もTS1を踏襲した設計としているが、空気源となる圧縮機が新設計であること、出力増加のために冷却対象の燃焼器やタービン部周辺の温度が上昇することにより、圧縮機要素試験(図7(b))での取得データを用いて初期設計を行い、エンジン試験で取得した温度、圧力データにより設計を検証して、最終的に空気系統を確立させた。



Fig.15 Anti-ice valve

### 3.7.5 始動, 点火系統

XTS2の始動は、機体側補機である電気式のスタータジェネレータのアシスト下で、イグナイタ、エキサイタによる電気火花で着火し、始動加速を行う。スタータジェネレータのアシスト、燃料噴射、点火等の始動制御は、始動時の気温、気圧、エンジン作動状況を判断してFADECによって自動制御がなされ、安定かつ短時間で始動を可能としている。

XTS2はTS1に対し高圧軸のロータ慣性が大きく、また、燃焼器が新規設計となっているが、ハードウェアは変更せずに、始動スケジュールの調整で対応した。

### 3.7.6 センサ系統

センサ系統は、エンジン各部の回転速度、温度、圧力等の状態を計測する。その信号は、FADECによる電子制御の入力、及び、コクピット内計器の表示に用いられる。制御に用いるセンサは必要に応じて二重系等の冗長性を持たせ信頼性を高める設計としている。

センサ系統はTS1と同一ハードウェアの使用を基本として、出力増大による構造変更や計測レンジの差異がある場合は、センサ取付部インターフェースの変更やFADEC内部での信号スケール等で対応している。ただし、TS1の運用実績反映として、HMU内燃料制御弁及びVIGVアクチュエータの位置検出センサの耐久性を向上させて、整備頻度を低減する改良を行っている。

以上は、エンジンを機体搭載状態で運用するために必要なセンサであるが、研究目的としては、エンジン運転状態の把握と試験時の安全監視等の目的により、エンジン開発の進捗と試験目的を考慮して、評価用センサを都度追加している。

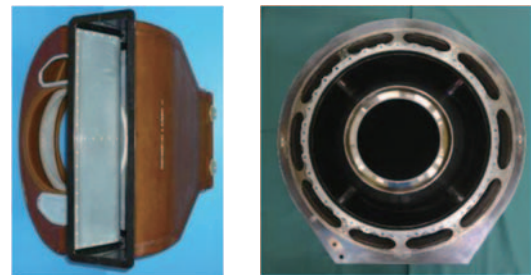
## 3.8 防衛ヘリコプタ用装備

防衛ヘリコプタはその任務上、不整地等の異物吸込み環境での運用が必須である。エンジンにとっては、異物吸込みによる圧縮機動翼等のダメージを抑制する装備が必要となる。TS1ではエンジン部品として圧縮機上流に慣性分離式のIPSを装備しており、XTS2もこの方式を踏襲している。(図5)

また、エンジンの排気部にはIRSを装備し、エンジン周辺からの空気により、排気ガスや周辺構造物からの赤外線放射を低減し、赤外線誘導弾等からの生存性向上を

図っている。(図5)

IPS, IRS (図16) の何れもTS1の開発を通じて確立した技術で、エンジンの主流を利用する簡素な構造で追加の動力を必要としないという特徴を有する。XTS2には出力増大に伴う空気流量の変更を考慮してのスケールアップを基本とし、上流、下流に配置する圧縮機やタービンの作動への影響を極小とするために大規模解析を用いて流路形状を設計した。



(a)IPS

(b)IRS

Fig.16 Adapters for defense use

## 4. おわりに

XTS2は防衛省技術研究本部での性能確認試験において、PFRT (Preliminary Flight Rating Test, 予備飛行定格試験) に供され、前述の機能、性能等の検証が行われ、出力増大化のための技術を得るとともに、飛行試験に供しうるエンジンとして確認された。

XTS2の設計において得られた知見は、今後のヘリコプタ用エンジン等の研究開発に資するものと考えられる。特に、昨今の技術のデュアルユースを視野に入れると、取得技術の適用範囲は広いと考えられる。

以上のような成果を得るにあたりご尽力された防衛省内の各部門や企業等の関係者各位に、改めて感謝の意を表したい。

## 5. 引用文献

- (1) 大川啓, 松本隆平, 中村友行, 及部朋紀, 服田誠, 鴨志田徹也, "XTS2ヘリコプター用エンジンの性能確認試験", 第52回飛行機シンポジウム前刷り, 2014.
- (2) Uejima, T., Akagi, M., Hokazono, H., Kamoshida, T., "A Study of XTS2 Turbo-shaft Engine", Heli Japan 2010 Abstract, 2010.
- (3) MIL-E-8593A, "MILITARY SPECIFICATION: ENGINES, AIRCRAFT, TURBOSHAFT AND TURBOPROP GENERAL SPECIFICATION FOR", 1975.
- (4) JSSG-2007A, "DEPARTMENT OF DEFENSE JOINT SERVICE SPECIFICATION GUIDE: ENGINES, AIRCRAFT, TURBINE", 2004.
- (5) 特許2607754号, "遊星ローラ式流量制御弁"

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## ヘリコプタ用エンジン XTS2の試験について

大川 啓<sup>\*1</sup>  
OKAWA Hajime松本 隆平<sup>\*1</sup>  
MATSUMOTO Ryuhei平野 篤<sup>\*1</sup>  
HIRANO Atsushi中村 友行<sup>\*1</sup>  
NAKAMURA Tomoyuki及部 朋紀<sup>\*1</sup>  
OYOBÉ Tomonori

キーワード：ガスタービン，ターボシャフトエンジン，ヘリコプタ，予備飛行定格試験 エンジン試験  
Gas Turbine, Turboshaft Engine, Helicopter, Preliminary Flight Rating Test (PFRT), Engine Test

### 1. はじめに

防衛省技術研究本部は、平成18年度から25年度にかけて、将来の防衛ヘリコプタ用エンジンに関する知見を得ることを目的とする研究を実施した。本研究においては、三菱重工業株式会社を契約相手方として、ターボシャフトエンジンXTS2-10（以下XTS2）を設計、試作し、性能確認試験を行った。XTS2は、陸上自衛隊が現在運用している観測ヘリコプタOH-1が搭載する、TS1-10（以下TS1）エンジンの設計を基本としつつ、さらに高出力化を図ったエンジンである。本稿ではXTS2の性能確認試験について紹介する。

### 2. XTS2の性能確認試験

#### 2.1 予備飛行定格試験

ヘリコプタを含む航空機にとって、飛行中のエンジン不具合は重大な事故につながりうる。したがって、ある航空用エンジンが新規に開発され、航空機に搭載されて実用化に至るまでの間には、数多くの試験を行い、そのエンジンが航空用エンジンとしての適切性を有することを示すことが必要である。エンジンの適切性を実証するための試験の中には、実験用航空機に開発中のエンジンを搭載し、実際に飛行している条件においてエンジンを試験に供する、飛行試験も含まれる。そして当然のことながら、実験用航空機といえども飛行試験中における安全等の確保は必須であり、エンジンの試験は飛行試験以前の段階から行われることになる。この、エンジンを飛行試験に供する以前の段階において地上で行われる、飛行試験に最低限必要なエンジンの性能や安全性、耐久性等を確かめるための一連の試験等を、予備飛行定格試験 (Preliminary Flight Rating Test, 以下PFRT) という。

防衛省技術研究本部では本研究におけるXTS2の性能

確認試験においてPFRTを実施した。実施する試験項目と評価基準を定めるにあたっては、航空用エンジンに関する米軍規格であるMIL-E-8593A<sup>(1)</sup>の規定を基本とし、比較的最近までの米国の運用経験等が反映されたガイドランスであるJSSG-2007A<sup>(2)</sup>の内容も参考とした。なおXTS2は、すでに十分な試験と実証を経て実運用に供されているTS1を設計のベースとし、同一部品やスケールアップしただけの部品を有するため、一部の試験については検討、評価の上で省略することで、試験に必要なコストや期間等の節減を図っている。

XTS2のPFRT評価項目を表1に示す<sup>(3)</sup>。評価項目は性能・機能、安全性、耐環境性、構造健全性、耐久性からなり、それぞれに対応した試験をエンジン試験、部品試験、補機試験に分けて性能確認試験を実施した。その結果、平成25年度までに、XTS2が全PFRT評価項目を満足することを確認した。すなわち、XTS2が飛行試験に供しうる段階のエンジンであることを実証した。以下では、XTS2の性能確認試験のうち、エンジン試験の主要なものについて述べる。

#### 2.2 エンジン試験実施場所

XTS2のエンジン試験は、防衛省技術研究本部航空装備研究所（東京都立川市）の原動機試験場（図1）、三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所（愛知県小牧市）の1007テストセル及び高空試験装置において実施した。図2に原動機試験場の計測室を示す。

#### 2.3 ターボシャフトエンジンの試験

図3(a)に示す写真は、エンジン試験のためにテストセル内に設置されたXTS2及び試験装置である。図3(b)の模式図に示すように、ターボシャフトエンジンの試験は、出力軸を動力計に接続し、エンジン出力を調節、測定しながら実施するとともに、図2の計測室で回転数や温度、振動等のエンジンの各種データを監視しながら実施する。

原稿受付 2015年3月25日

\*1 防衛省技術研究本部 航空装備研究所  
〒190-8533 立川市栄町1-2-10



Table 1 PFRT evaluation items for XTS2

Performance Characteristics and Functions	Sea Level Performances
	Altitude Performances
	Control Functions
	Attitude
	Inlet Distortion
	Rotor Dynamics Characteristics
Safety	Over-speed
	Over Temperature
	Oil Flow Interruption
	Explosion
	Failure
	Ingestion Capability
Environmental Proof	Containment
	Electromagnetic Interference (EMI)
	Altitude
	Vibration
	Humidity
	Lightning
Structural health	Static Load
	Fatigue Life
	Vibration Characteristics
Durability	Durability

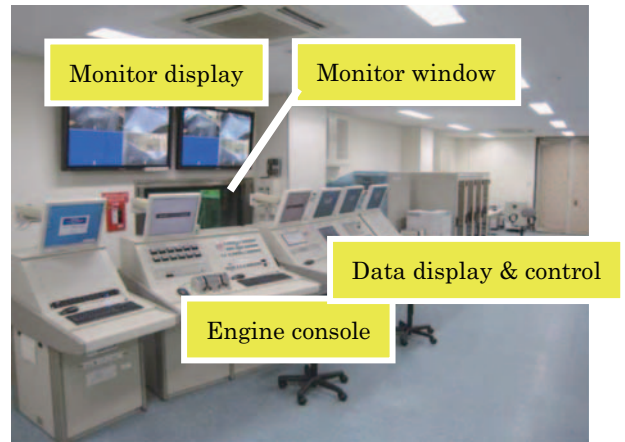
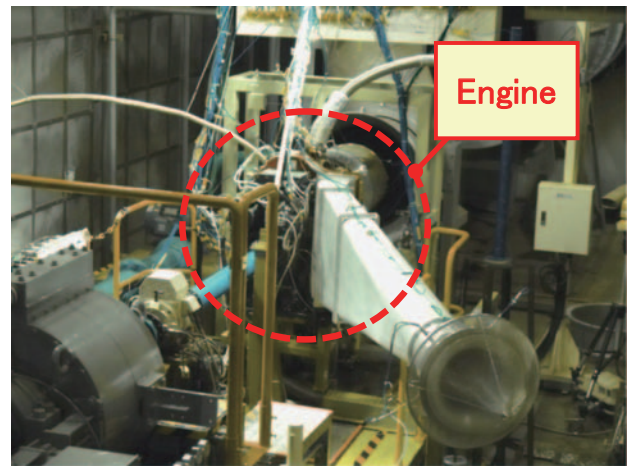


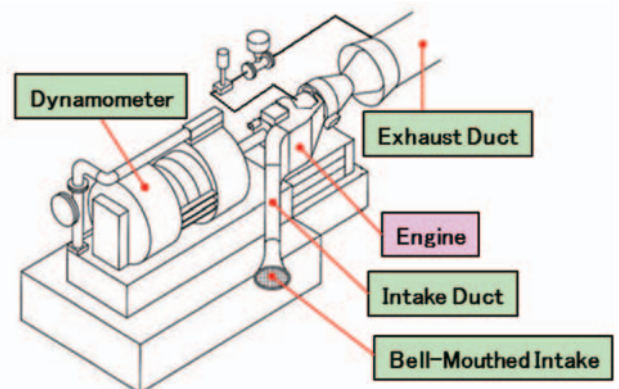
Fig. 2 Measurement room



(a) XTS2 with test setup inside an engine test cell



Fig. 1 Engine test site at the Air Systems Research Center, TRDI, MOD



(b) Schematic view of a turbo-shaft engine testing

Fig. 3 Engine test setup

### 3. XTS2のエンジン試験

本章は、XTS2のエンジン試験の主要なものとして、水吸込み試験、耐久試験、過温度試験、姿勢試験、滑油遮断試験、高空試験の6つの試験を紹介する。

#### 3.1 水吸込み試験

ヘリコプタは雨天時や雲中においても飛行を行うことが考えられ、ヘリコプタ用のターボシャフトエンジンであるXTS2も、一定量までは水を吸い込んだとしても、正常な運転を続けられることが求められる。そこで、XTS2の水吸込みに対する耐性を確かめる試験として、規定量の水を吸い込ませながらグラウンドアイドル(G/I)及び中間定格出力(Intermediate Rated Power, 以下IRP)の高いレーティングで5分間エンジン運転を行う、水吸込み試験を行った。エンジンへ吸い込ませる水量としては、エンジンが吸い込む空気流量に対して、2%、3.5%及び5%の水量を選んだ。試験実施時における日本国内の最高降雨量記録は1946年の49mm/10分であり、本試験の条件においては約2%の水量に相当する。図4の写真に、水吸込み試験実施時の状況を示す。エンジンへ空気を導入するインレットダクトの前方に、水を噴霧するノズルを設置し、規定の水量を噴霧している。水吸込み試験中、エンジンはいずれの水量条件においても正常に作動し、XTS2が良好な水吸込み耐性を有することを確認した。

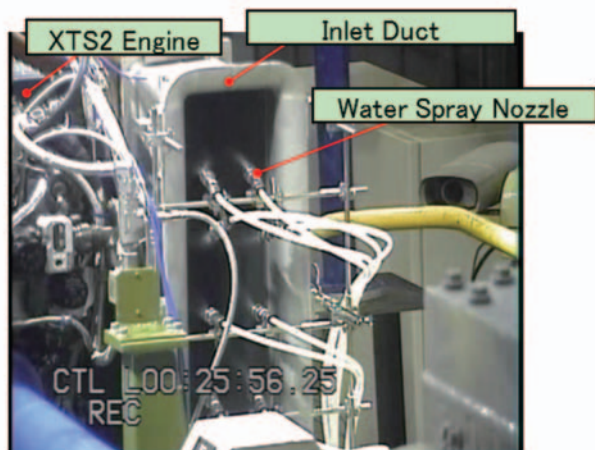


Fig. 4 XTS2 under the atmospheric water ingestion test with the water volume of 3.5% of the total airflow mass

#### 3.2 耐久試験

航空機に搭載されるエンジンが耐久性を有することは、エンジンの整備や交換の時期等、保守の観点からも重要であり、それを確認するのが耐久試験である。XTS2の耐久試験においては、図5に示す1サイクル6時間の運転パターンを10サイクル分、合計60時間の耐久運転を実施した。図5の運転パターンには、急加減速や、高いレーティングでの維持が含まれており、また、IRP時における高圧タービン入口温度は、通常の1260℃よりも

30℃高い、最大許容定常温度の1290℃に設定している。耐久試験ではMILE-8593Aの要求内容にしたがい、上記の耐久運転のために必要なものを含め、100回の始動、10回の再始動、10回の誤始動もあわせて実施した。

以上の耐久運転等の間、XTS2は正常に作動することを確認した。また耐久運転の後には、エンジンを完全に分解して全部品の検査を実施したが、飛行の安全に影響するような異常な部品の破損や故障は認められなかった。図6に分解検査時の一例として、出力タービン第2段静翼の蛍光浸透探傷検査の状況を示すが、亀裂等の異常の兆候は見られない。以上をもってXTS2がPFRTの評価基準を満足する耐久性を持つことを確認した。

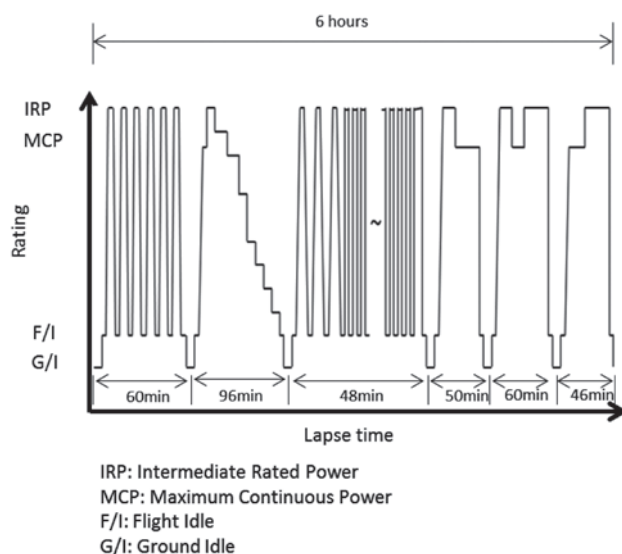


Fig. 5 Engine operation cycle for the endurance test

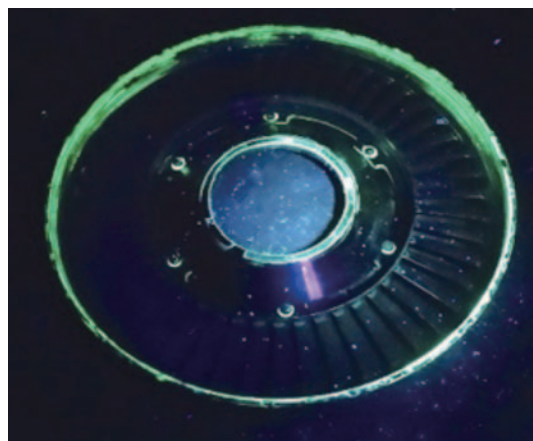


Fig. 6 Fluorescent penetration inspection of the No.2 power turbine stator<sup>(3)</sup>

### 3.3 過温度試験

エンジンの燃料系統のバルブの故障やタービン出口温度センサの故障等が生じた場合、燃料の供給過剰が発生し、エンジンが通常以上の温度に昇温され、過回転し、危険な状態となる可能性がある。そこで、そのような危険な過温度の状態となったとしても、ある程度まではエンジンが安全性を保つことを確認するために、意図的にエンジンを過温度状態として運転を行う、過温度試験を実施し、危険な兆候が現れないことを確認する。

XTS2の過温度試験においては、部品試験のうち過回転試験に供試したタービン動翼及びタービンディスクを組み込んだエンジンを用い、最大許容定常温度よりも45℃高い測定温度、かつ、最大許容回転速度以上で5分間（300秒）作動させた。

本試験においては意図的にエンジンを過温度状態とするために、エンジン入口状態及び可変入口案内翼の制御を調整し、エンジンマッチングを変えている。図7は過温度試験装置の模式図である。通常の大気吸い込み状態での試験は吸気ダクトが大気開放状態であるが、過温度試験においては過温度試験用の入口ダクトを接続し、空気源からの高温空気をエンジンに導入することでエンジン入口状態を調整している。過温度試験の結果、図8に示すとおり、規定された過温度状態と時間において、エンジンは正常に作動した。図9に過温度試験後の分解検査の一例として高圧タービンディスク蛍光浸透探傷検査分解検査の状況を示すが、異常は認められなかった。以上をもってXTS2が良好な過温度耐性を有することを確認した。

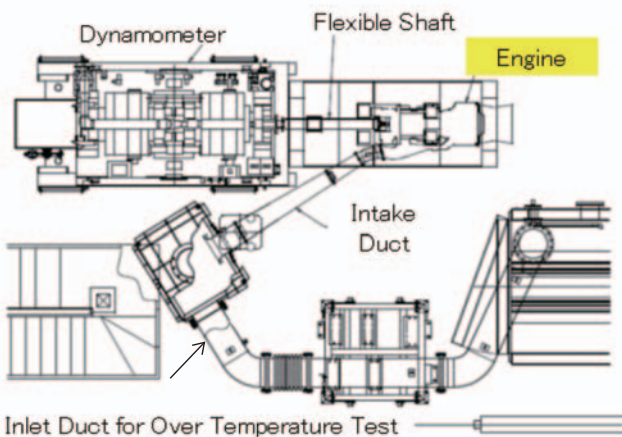


Fig. 7 Top view of the schematic setup for the over temperature test

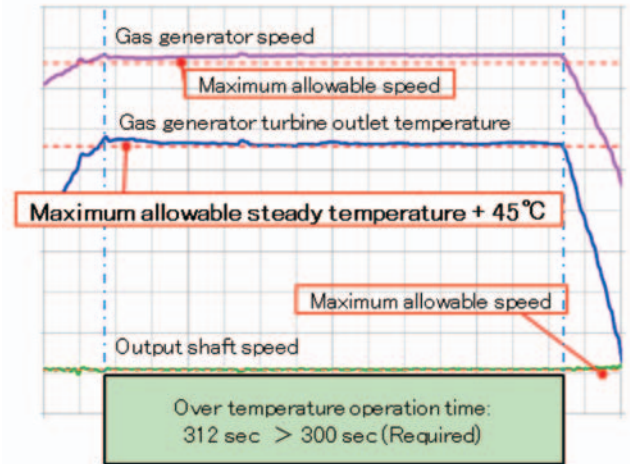


Fig. 8 Time variation of the engine temperature and speed during the over temperature test



Fig. 9 Fluorescent penetration inspection of the gas generator turbine disk

### 3.4 姿勢試験

飛行中の航空機は3次元的に姿勢が変化する。そのため、搭載されるエンジンの姿勢も航空機の姿勢変化に伴って変化することになるが、そのような場合においても、エンジンは正常に作動することが求められる。エンジンの姿勢が変化すると、重力がエンジンに働く方向が変化して、エンジン内潤滑油供給に影響が生じる懸念があるが、これは据え置き産業用ガスタービンエンジンとは異なる航空用エンジン独特の事象であり、姿勢試験は、このようなエンジンの姿勢変化耐性を確認するための試験である。

XTS2の姿勢試験においては、ヘリコプタが取りうる姿勢変化を想定して試験を実施した。すなわち、図10に示すようなエンジン姿勢とエンジンの正常作動を要求する規定の時間からなる領域を設定し、各領域の端点を試験点としてエンジン運転を実施した。図10における試験点1～6については保持時間30分間、試験点A～Fについては30秒間、それぞれIRP出力において作動すること

を要求する。

図11の写真は姿勢試験を実施中の状況である。架台や排気ダクト等からなる姿勢試験用器材とともに運転中のエンジンの姿勢を変化させている。姿勢試験の結果、図10のすべての姿勢試験点において、規定された時間、エンジンは正常に作動することを確認した。姿勢試験の実施後はエンジンを分解し検査を行った。図12に、分解検査の一例として、姿勢試験後の軸受を示すが、過度の摩耗等の再使用不可能な損傷はみられなかった。他の検査においても、エンジン部品に異常は認められず、以上をもってXTS2が良好な姿勢変化耐性を有することを確認した。

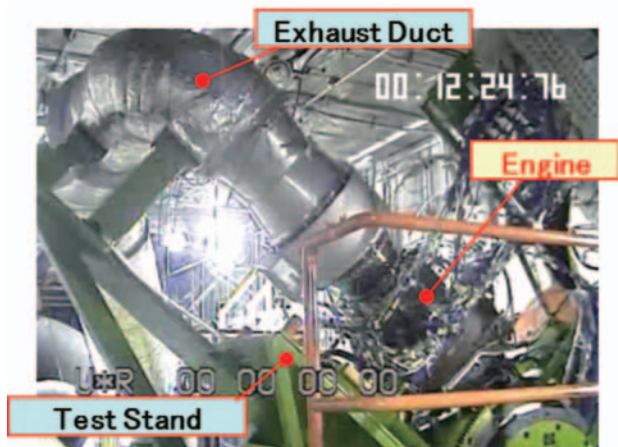


Fig.11 XTS2 at the attitude test point No.3, tilted by -40 degrees in pitch and 15 degrees in roll.

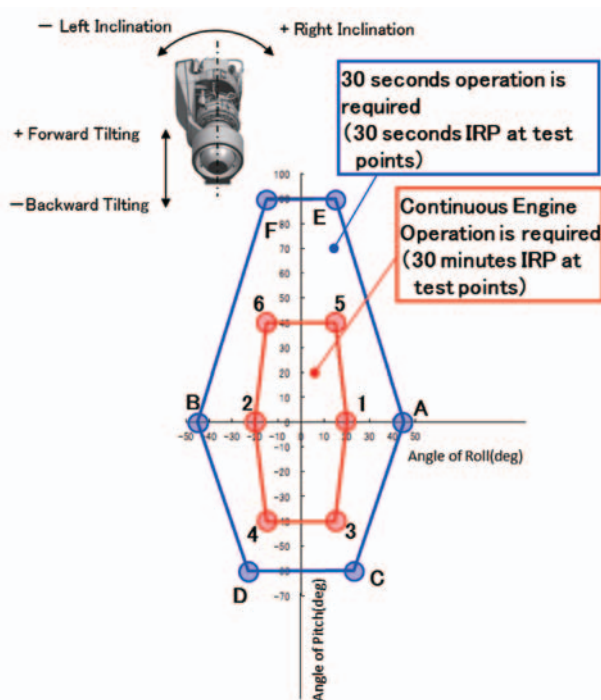


Fig.10 Attitude areas where the normal engine operation is required. Circle symbols at each vertex are test points.

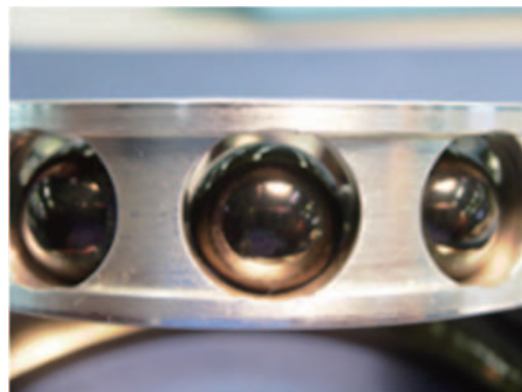


Fig.12 No.1 bearing inspection after the attitude test<sup>(3)</sup>

### 3.5 滑油遮断試験

ガスタービンエンジンであるXTS2は、圧縮機やタービン等の回転体を支持する軸受を有する。また、本エンジンに一体化されている変速機や発電機には多数の歯車を使用されている。これらの軸受や歯車は、エンジン運転中は摩擦熱等により発熱するため、潤滑油によって常に潤滑や冷却がなされなければならない。そこで、万一、潤滑油の供給が姿勢変化等の何らかの原因によって途絶える、滑油遮断状態になったとしても、規定の時間まではエンジンが正常に作動することを滑油遮断試験において確認する。

XTS2の滑油遮断試験においては、IRPで運転中のエンジンの潤滑油を30秒間遮断し、正常な潤滑油の供給に回復させた後、さらに30分間IRPにて運転する。

図13に滑油遮断試験の模式図を示す。本試験はエンジンに滑油遮断器材を接続して行う。滑油遮断器材は遠隔指令により、エンジンの滑油流路であるエンジン滑油タンク出口配管に高圧空気（ショップエア）を導き、滑油遮断状態を実現する。

図14は試験中の軸受温度の時間変化を示したものであ

るが、潤滑油が遮断された後、軸受温度の上昇が見られるものの、エンジンは正常な作動を続けることを確認した。

また、滑油遮断試験後の分解検査においても再使用不可能となるような損傷は認められず、軸受にも過度の摩耗等の再使用不可能な損傷はみられなかった。以上をもってXTS2が良好な潤滑油遮断耐性を有することを確認した。

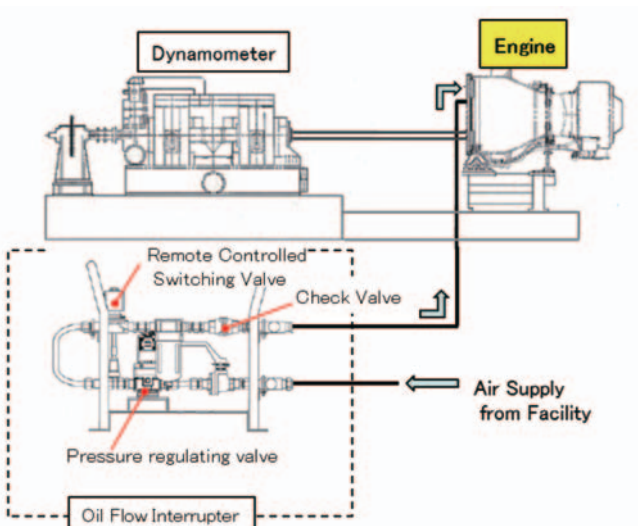


Fig.13 Sketch of the setup for the oil flow interruption test

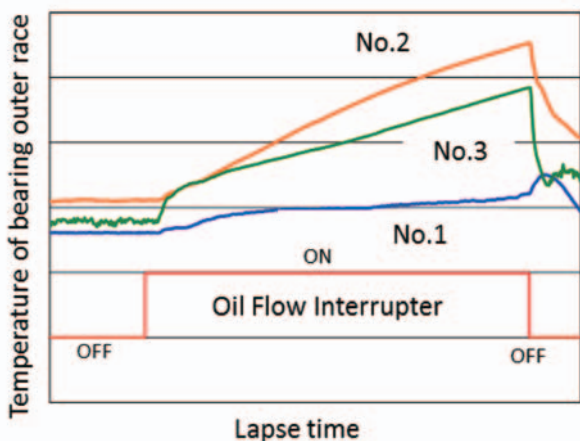


Fig.14 Time variation of the bearing temperatures during the oil flow interruption

### 3.6 高空試験

エンジンが航空機に搭載されて飛行する際は、航空機の高度や機速によってエンジンに供給される空気の圧力や温度等の状態が変化するため、エンジンの性能等も地上で静止している場合とは異なる。そこで、高空試験装置により、飛行中の航空機の高度と機速を模擬した空気をエンジンに供給し、エンジンの性能等を確認する高空試験を実施する。

図15に示すのはXTS2の高空試験のために設定したフライトエンベロップであり、図中の各点において試験を行った。高空試験では、各試験点における再始動データ、加減速データ等の性能データを取得するとともに、エンジンが安定して作動することを確認した。

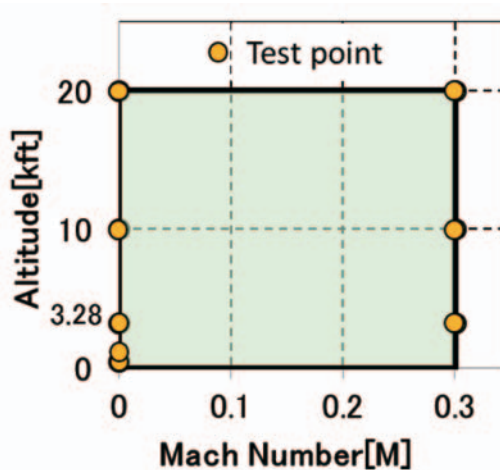


Fig.15 Flight envelope for XTS2 altitude test

### 4. おわりに

防衛省技術研究本部はXTS2の性能確認試験においてPFRTとして一連の試験を実施し、本稿ではそのうちのエンジン試験の代表例を紹介した。性能確認試験の結果、PFRT項目の全てにおいて良好な結果が得られ、XTS2が航空機に搭載しての飛行試験に供し得るエンジンであることを実証した。

XTS2の性能確認試験を含む、一連の研究において得られた知見は、今後のヘリコプタ用エンジン等の研究開発に活かしていく。また、本事業においては関係する多数の方々の協力をいただいた。ここに謝意を表す。

### 6. 引用文献

- (1) MIL-E-8593A, "MILITARY SPECIFICATION: ENGINES, AIRCRAFT, TURBOSHAFT AND TURBOPROP GENERAL SPECIFICATION FOR", 1975.
- (2) JSSG-2007A, "DEPARTMENT OF DEFENSE JOINT SERVICE SPECIFICATION GUIDE: ENGINES, AIRCRAFT, TURBINE", 2004.
- (3) 大川啓, 松本隆平, 中村友行, 及部朋紀, 服田誠, 鴨志田徹也, "XTS2ヘリコプター用エンジンの性能確認試験", 第52回飛行機シンポジウム前刷り, 2014.

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## 将来戦闘機に向けたエンジンに係る技術基盤と今後の展望

井上 寛之\*<sup>1</sup>  
INOUE Hiroyuki

及部 朋紀\*<sup>1</sup>  
OYOBE Tomonori

永井 正夫\*<sup>2</sup>  
NAGAI Masao

キーワード：ターボファンエンジン、将来戦闘機、次世代ハイパワー・スリム・エンジン  
Turbo Fan Engine, Future Fighter Aircraft, Next Generation High-Power Slim Engine

### 1. 緒言

我が国において、戦後まもなくの航空機の製造の制限解除後、民間並びに防衛庁（現防衛省）において航空機の開発が速やかに開始され、防衛省においては、初等練習機T-1B、中等練習機T-4などの開発が行われ、それに搭載されるエンジンも国産エンジンとしてJ3やF3エンジンを開発してきた（図1参照）。

一方、現在装備化されているF-2戦闘機に搭載されているF110エンジンは、ライセンス国産によるものであるが、F-2の開発の経緯から、我が国における第2世代以降の戦闘機に搭載可能なエンジンの技術基盤の整備の必要性が認識されているところである。

平成22年8月に防衛省は「将来の戦闘機に関する研究開発ビジョン」<sup>(1)</sup>を発表し、現在、F-2の後継機に関する議論を開始している状況にある。この動きとほぼ同じくして次世代のエンジンに関する研究も開始しており、その状況の概要及び今後の展望について本紙において紹介するものである。

### 2. 防衛省におけるエンジン技術基盤

図1に示すように、防衛省において固定翼機用としてこれまで研究開発した航空機用のジェットエンジンには、航空自衛隊の初等練習機T-1Bに搭載されたターボジェットエンジンのJ3-3から始まり、ブルーインパルスで知られる中等練習機のT-4に搭載された小型ターボファンエンジンのF3-30、現在研究中の先進技術実証機に搭載した国産初のアフターバーナ付ターボファンエンジンであるXF5-1、哨戒機P-1に搭載されている、XF5-1のコアの技術を使用して高バイパス比化したターボファンエンジン<sup>(2)</sup>のF7-10がある。また、回転翼機用のエンジンも、陸上自衛隊観測ヘリコプターOH-1に搭載されたターボシャフトエンジンのTS1-10、またTS1の出力を増大したXTS2-10の開発を行ってきた。



Fig. 1 Researched and developed aircraft engines of MOD

#### 2.1 XF3-400エンジン

図2に示したXF3-400は中等練習機T-4用のエンジンであるF3-30を改造した研究用エンジンである。改造は、コア部（エンジンの中で最も高温・高圧になる圧縮機、燃焼器、高圧タービンを指す）の改良による高温化に加え、アフターバーナを追加して推力を増加させF3-30の2倍の推力を達成している。このエンジンで我が国において初めてアフターバーナ付エンジンの技術的成立性などを実証した<sup>(3)</sup>。

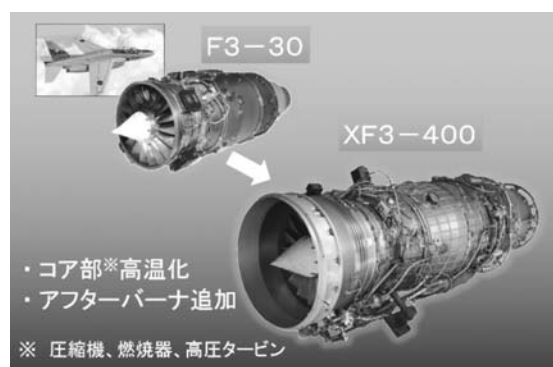


Fig. 2 XF3-400 Engine

また、後述するXF5-1エンジンの研究前に実施した、エンジンの主要な構成要素の研究において、将来の高運動機へ適用するノズルの候補として、矩形の排気ノズルを上下方向へ向けることを可能とする推力偏向ノズルの

原稿受付 2015年3月25日

\*1 防衛省技術研究本部航空装備研究所  
システム研究部エンジンシステム研究室  
〒190-8533 立川市栄町1-2-10

\*2 防衛省技術研究本部航空装備研究所  
航空機技術研究部エンジン熱空力構造研究室

研究を実施している。図3に示すように実際の推力偏向の能力を確認する試験においては、このエンジンの後方に2次元推力偏向ノズル（地上据置き）を接続し、所定の上下方向の角度の推力偏向が可能であることを確認している。

この試験では、推力の偏向角、ノズルフラップの冷却機構等に関する基本的なデータを取得した<sup>(4)</sup>。この推力偏向ノズルは、エンジン後方から見えるアフターバーナや低圧タービンなどがノズルフラップで隠されること及び高いアスペクト比（矩形ノズルの縦横比）を採用することで周りの空気と混ざりやすくなり、赤外線放射量低減にも効果があるものとなっている。

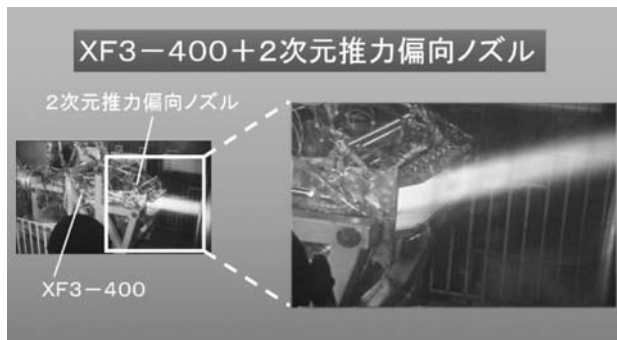


Fig. 3 XF3-400 and 2-Dimension Thrust Vectoring Nozzle

## 2.2 XF5-1エンジン

XF3-400エンジンまでの成果及び将来の高運動機へ搭載するエンジンを想定し、前述の推力偏向ノズルを含めた主要なエンジン構成要素の研究成果を受け、本格的なアフターバーナ付エンジンとしては我が国初となる実証エンジンXF5-1を設計、製造した（図4参照）。

このエンジンは高運動ステルス機への搭載を念頭に、高推力重量比化、機体の高運動時にインテークで生じた流れの乱れ（ディストーション）への耐性の強化、高運動機の搭載を見据えたIFPCに対応する等の特徴を持っている。

高運動ステルス機においては、曲がりダクトの適用等もあり、特に大きなディストーションが発生する傾向をもっているため、その耐性を強くする必要があり、XF5-1では、これまでにない高いディストーション耐性を有するように設計した。また、IFPCとはIntegrated Flight Propulsion Controlの略であり、エンジン推力の制御と機体の飛行制御を統合した制御のことで、運動性能を向上させるには必須の技術であり、これに対応するエンジンとした。加えて、エンジン重量に対する推力の大きさの比である推力重量比については、目標を約8とし、設計当時において世界の最高水準レベルを目指した数値を達成している。

エンジン製造後、エンジンを航空機に搭載するために必須となる安全性確認のひとつとして、図5に示す実証エンジンの耐久試験を実施した。この試験におい

ては、アイドルからアフターバーナを使用した最大推力までの作動などを繰り返し行い、60時間相当の飛行時間に対する耐久性を確認した<sup>(5)</sup>。その他、米軍規格MIL-E-5007D<sup>(6)</sup>に準拠した予備飛行定格試験（PFRT：Preliminary Flight Rating Test）の各試験項目を完了し、XF5-1は飛行試験に供しうることが実証された<sup>(7)</sup>。

このXF5-1は、現在、高運動性とステルス性を確認するために設計・製造している先進技術実証機<sup>(8)</sup>に搭載される予定となっており、現在は、機体の飛行試験時に必要となるより長時間の耐久性を確認する試験、機体の飛行条件を模擬した各種の高空性能を評価する試験など、エンジン地上試験を実施している<sup>(9)</sup>。この中では、実機を想定したディストーションをエンジンに与えた場合におけるエンジンの安定した作動についても確認しており、想定どおりの耐ディストーション特性を有するものとなっている。



Fig. 4 XF5-1 Engine



Fig. 5 XF5-1 Durability test

## 2.3 先進技術実証機に係るエンジン関連技術

XF5-1は、先進技術実証機の設計に先立って実施された機体に係る研究にも使用されている<sup>(10)</sup>。図6に示す

レーダ・ブロッカは、機体でのステルス性を向上する場合に障害となるインテーク・ダクトに入射した電波のエンジン入口での反射を低減するため、電波反射を抑制するためエンジン入口に取り付ける部品である。エンジン入口部のストラットの形状などを工夫することで、電波の反射を抑制することが可能であり、この部品の研究においてレーダ・ブロッカの取り付けによるエンジン空力性能への影響の検討や電波反射面積の計測等を行い、レーダ・ブロッカに係る技術基盤を獲得している。また、先進技術実証機への搭載が予定されている推力を偏向するためのパドルについても研究が実施されている。図7に示すように、XF5-1のアフターバーナの火炎をパドルに当て、パドルの推力偏向能力及び耐熱性などの確認を実施した。

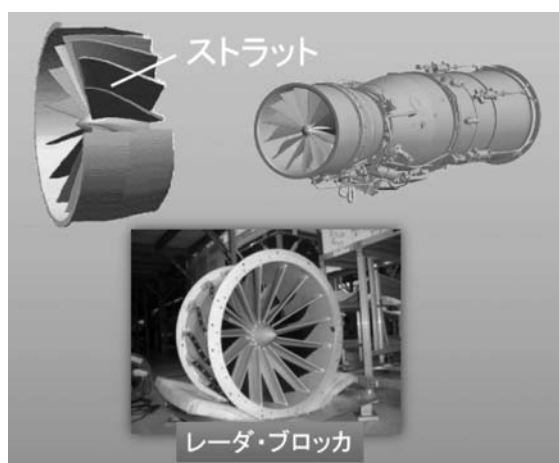


Fig. 6 The Radar Blocker for a stealth aircraft



Fig. 7 The thrust vectering paddle

### 3. 将来戦闘機とエンジンのコンセプト

平成22年8月に防衛省が公表した「将来の戦闘機に関する研究開発ビジョン」においては、図8に示すように、将来戦闘機のエンジンに関するコンセプトとして次世代ハイパワー・スリム・エンジンを次世代エンジン要素技術、システム化技術により実現するものとしており、これに向け防衛省では次世代のエンジンに向けたエンジン要素技術の研究を実施している。

次世代ハイパワー・スリム・エンジンのコンセプトを図9に示す<sup>1)</sup>。ステルス性を高めた将来の戦闘機においては、従来主翼の下など、胴体の外側に搭載していたウェポンを胴体の中に格納するため、相対的に胴体断面が大きくなる傾向となる。そこで、胴体に占める割合の大きなエンジンの推力を維持した上で入口面積の減少(スリム化)することによって、図の右側のように機体断面の増加を抑制しつつウェポンを内装することによりステルス性を高めることができると考えられる。このエンジンのスリム化による差は図のような胴体をスリム化するという利用方法の他に、追加の燃料またはウェポンの搭載スペースとしての利用も考えられる。

ハイパワー・スリムを実現するために、推力を大きく、エンジン直径を細くするためには、エンジンシステムの高温度を更に高温化することが肝要であり、それに伴うコア部の高温度部品に係る要素技術の向上が重要となる。図10にエンジンの中で最も温度が高い燃焼器出口温度の変遷を示す。これまで、防衛省においてはJ3エンジンから段階的に高温化を達成してきており、次世代ハイパワー・スリム・エンジンでは実証エンジンXF5-1の1600℃から更に約200℃高温化<sup>2)</sup>し、世界トップレベルの温度を実現することを目指している。このためには、我が国が得意とする分野である先進的な耐熱材料の適用及び更に高効率となるタービンの冷却技術の適用が必須となっており、これらを実現するため研究を進めている。

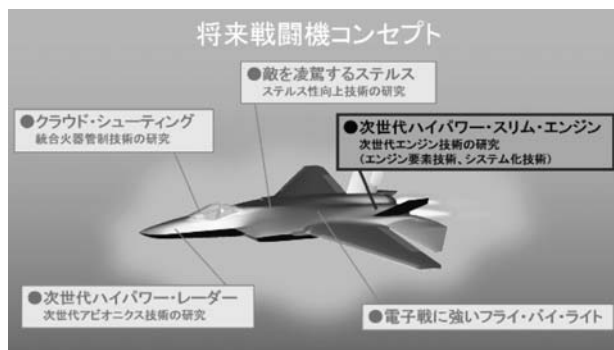


Fig. 8 Future Fighter Concept

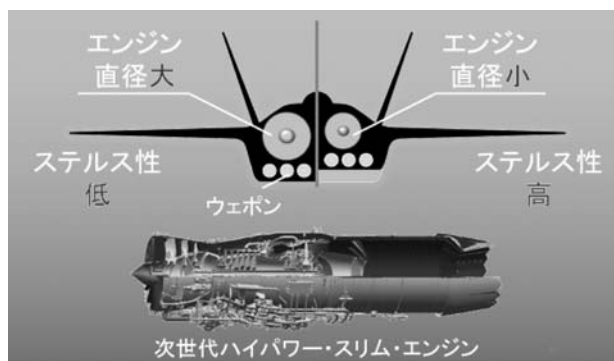


Fig. 9 The concept of a high power slim engine





Fig.10 Step up of combustor exit temperature

4. 将来戦闘機に向けたエンジン構成要素の研究

防衛省においては、将来の戦闘機に向けたハイパワー・スリム・エンジンを実現するため、エンジンの主要な構成要素に関して、平成22年度から次世代エンジン主要構成要素の研究<sup>13)</sup>、平成25年度から戦闘機用エンジン要素に関する研究<sup>14)</sup>を実施中である。

燃焼器については、図11に示す燃焼器を設計・製造した。前述のように燃焼器出口温度を実証エンジンの1600℃クラスから約200℃高温化しており、現在、燃焼器ライナの冷却効率、温度分布、燃焼効率などの性能を確認しているところである。

約1800℃の燃焼ガスによって駆動される高圧タービンについては、図11に示す第5世代の単結晶合金を使用したタービン翼を製造した。このタービン翼では、従来と比較し耐熱温度を更に高温化した単結晶合金を採用し、かつ複雑な形状を有する冷却方式を採用することで燃焼器出口平均温度約1800℃の高温に対応している。また、高圧タービンのシュラウド部では、セラミック基複合材料を適用し、軽量化と高温化を図っている。

現有の多くの戦闘機用エンジンでは、粉末冶金材を使用した高圧タービン・ディスクが使用されているが、国内ではこの製造設備が無く、調達を海外に依存せざるを得ない。一方、安定した調達とコストの低減を図るためには、高圧タービン・ディスクを国産化することが必要である。近年において、粉末冶金材に劣らない強度を有する溶融鍛造材が開発されたこと、大型のディスクを製造するために必要な大型鍛造プレス機が国内で整備されたため、世界最大級のディスクが国内で製造可能となったことから、高圧タービン・ディスクとして溶融鍛造材を採用することとした。

コア部のもう一つの構成要素である圧縮機については、図12に示すように従来の小型エンジンの6段の圧縮機をそのまま本エンジンサイズに拡大するだけでなく、従来と比較して軸長を短くし、また、動翼とディスクの一体化するブリスク化を全段に採用することなどにより小型軽量化を図っている。

ファン、低圧タービンなどの低圧系の要素についても、次世代ハイパワー・スリム・エンジンに向けた研究を進めているところである。エンジンの推力は吸い込んだ空

気の量に大きく依存するため、エンジンのスリム化にあたっては、ファンにより多く空気を流す工夫が必要である。図12にファンの概念図を示すが、従来よりも入口側の通路幅を大きくし、出口との比を大きくすることで遠心圧縮効果を利用し、圧力比を上げつつ、吸い込む空気流量を増やす大流量化を図る研究を進めている。また、圧縮機と同様にファンについても全段ブリスク化により軽量化を図る計画である。

同じく低圧系の要素であるアフターバーナーについては、アフターバーナーの入口に火炎を保持するための保炎器の構造を簡略化し、圧力損失を低減する計画である。図13の右下に示す実証エンジンの保炎器のような、周方向と径方向の構造材で構成される保炎器では、図13の左図のように空気の流れが乱されて圧力損失の原因となるため、周方向の構造材を無くし、半径方向のみの構造材で保炎



Fig.11 Research on high temperature components

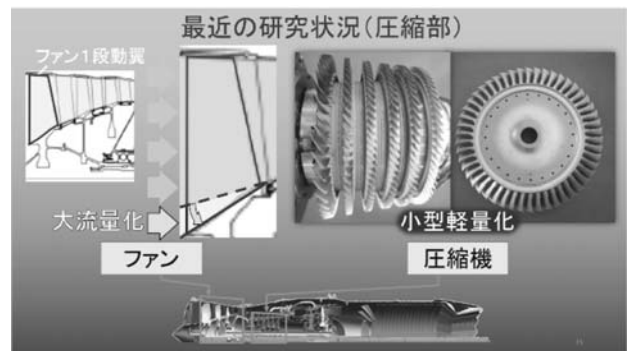


Fig.12 Research on compression components

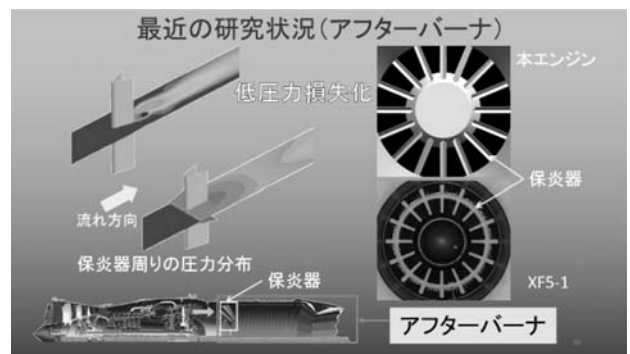


Fig.13 Research on an afterburner

をすることで低圧力損失化を狙ったアフターバーナの実現を目指すものである。

## 5. 今後の展望

将来戦闘機に搭載するエンジンの一つの候補として次世代ハイパワー・スリム・エンジンを実現するため、現在研究を実施中のエンジン要素技術に関する技術的な蓄積を継続するとともに、コア部を統合したコアエンジンを用いて平成29年度から定格性能や始動特性などの性能を確認する運転試験を開始する計画である。

また同時に、アフターバーナ、排気ノズル、燃料ポンプなど補機に関する技術的な基礎データを蓄積し、その後、ファン、コアエンジン、低圧タービン、アフターバーナ、排気ノズル、補機等の全てのエンジン要素をシステム・インテグレーションし最適化を図ったプロトタイプ・エンジンを試作し、平成30年度からエンジンとしての性能を実証する運転試験を開始する計画である<sup>(5)</sup> (図14参照)。



Fig.14 Plan of a next generation fighter engine

## 6. まとめ

現在、将来戦闘機の開発に向けた議論を進める中、機体やそれに搭載するエンジンなどに関する検討が行われている状況である。一方、エンジンの研究開発は、機体の具体的な内容が明らかになる前から、様々な要求に対応できるようエンジン要素の研究を開始しておく必要があることから、次世代ハイパワー・スリム・エンジンの中核となる要素技術を確立し、それらをシステム・インテグレーションしたエンジンが将来戦闘機に搭載するエンジンの一候補となるよう、日々、研究活動に邁進しているところである。

これまで、防衛省においては、国内技術を結集してターボジェット、ターボファン、ターボシャフト各種の実飛行している機体へのエンジンを開発してきており、着実に飛行用ガスタービンエンジンに係る技術を確立しつつある状況である。今後、次世代のハイパワー・スリム・エンジンを完成させるためには、様々な技術的な困難を乗り越える必要が生じるものとは考えているが、将

来戦闘機が諸外国に比肩する性能を有する国産の本エンジンを搭載して飛行する日が来ることを願うものである。

## 7. 参考文献

- (1) 防衛省HP, “将来の戦闘機に関する研究開発ビジョン”, <http://www.mod.go.jp/j/press/news/2010/08/25a.html> (参照2015-3-12)
- (2) 秋津満, “高バイパス比ターボファンエンジンについて”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.40, No.3 (2012), PP.80-88
- (3) 三宅公誠, “防衛庁におけるエンジン開発”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.28, No.5 (2000), PP.352-356.
- (4) 林利光, 高原雄児, “防衛庁におけるジェットエンジン研究開発の歴史と将来への展望”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.34, No.3 (2006), PP.178-183.
- (5) 檀原伸補, “飛行実証用アフターバーナ付ターボファンエンジン(XF5)の概要”, GTSJ ガスタービンセミナー(第36回)資料集, 2008.1
- (6) MIL-E-5007D, ‘Engine, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for’, US Military Specification, 1973
- (7) 防衛省HP, “平成21年度 事後の事業評価 評価書一覧「実証エンジンの研究」”, <http://www.mod.go.jp/j/approach/hyouka/seisaku/results/21/jigo/honbun/16.pdf> (参照2015-3-12)
- (8) 瀧澤義和, “先進技術実証機”, 防衛省技術研究本部防衛技術シンポジウム2012, 2012.11
- (9) 防衛省技術研究本部HPニュース, “先進技術実証機の研究 エンジン地上試験”, ([http://www.mod.go.jp/trdi/news/1405\\_2.html](http://www.mod.go.jp/trdi/news/1405_2.html)), 2014.5
- (10) 防衛省HP, “平成21年度 事後の事業評価 評価書一覧「高運動飛行制御システムの研究」”, <http://www.mod.go.jp/j/approach/hyouka/seisaku/results/21/jigo/honbun/15.pdf> (参照2015-3-12)
- (11) 舟越義浩, 井上寛之, 及部朋紀, 永井正夫, “将来戦闘機に向けたエンジンの研究実施状況と今後の展望”, 防衛省技術研究本部防衛技術シンポジウム2014, 2014.11
- (12) 防衛省HP, “平成25年度「行政事業レビュー(公開プロセス)資料, 将来戦闘機システムの研究(2)次世代エンジン主要構成要素の研究」”, [http://www.mod.go.jp/j/approach/others/service/kanshi\\_koritsu/h25/h25\\_kouhyoushiryo.pdf](http://www.mod.go.jp/j/approach/others/service/kanshi_koritsu/h25/h25_kouhyoushiryo.pdf) (参照2015-3-12)
- (13) 防衛省HP, “平成21年度 事前の事業評価 評価書一覧「次世代エンジン主要構成要素の研究」”, <http://www.mod.go.jp/j/approach/hyouka/seisaku/results/21/jizen/honbun/23.pdf> (参照2015-3-12)
- (14) 防衛省HP, “平成24年度 事前の事業評価 評価書一覧「戦闘機用エンジン要素の研究」”, <http://www.mod.go.jp/j/approach/hyouka/seisaku/results/24/jizen/honbun/14.pdf> (参照2015-3-12)
- (15) 防衛省HP, “平成26年度 事前の事業評価 評価書一覧「戦闘機用エンジンシステムに関する研究」”, [http://www.mod.go.jp/j/approach/hyouka/seisaku/results/26/pdf/jizen\\_04\\_honbun.pdf](http://www.mod.go.jp/j/approach/hyouka/seisaku/results/26/pdf/jizen_04_honbun.pdf) (参照2015-3-12)

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## Hondaでの航空用ガスタービン研究と HF120ターボファンエンジンの開発

野田 悦生<sup>\*1</sup>  
NODA Etsuo

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，ターボファンエンジン，GE Honda，HF120  
Gas Turbine, Jet Engine, Turbofan Engine, GE Honda, HF120

### 1. 緒言

HondaJet (図1) に搭載される，HF120ターボファンエンジン (HF120) は2006年よりGeneral Electric社 (GE) と共同で開発を行い，2013年12月に米国連邦航空局 (Federal Aviation Administration: FAA) の型式認定を取得した。本稿では，Hondaでの航空用ガスタービンエンジン研究に対するこれまでの取組みと，小型ターボファンエンジンでトップクラスの軽量，低燃費，低エミッションであるHF120の概要を紹介する。



Fig. 1 HondaJet

### 2. Hondaでの航空用ガスタービンエンジン研究

#### 2.1 初期の研究段階

Hondaは1986年に基礎技術研究センターを設立し，航空機用ガスタービンエンジンの研究を開始した。最初に設計したエンジンは高温部にセラミック材料を使用した出力441kW (600ps) のセラミックガスタービン (図2左) で，遠心式圧縮機，リバースアニュラ燃焼器，ラジアルタービンで構成されるガスジェネレータであった。エンジン試験ではセラミック部品が度々破損し，原因究明も困難となることが多く，当時のセラミック材料では実用化が困難であると判断した。

次に設計したエンジンでは，セラミック材料を耐熱合金に置換し，推進系に2重反転プロペラ (図2中央) を採用した。軸流単段低圧タービンの回転を遊星ギヤで減速して前後の2重反転プロップを駆動する構造で，それ




CGT (Ceramic Gas Turbine)	ATP (Advanced Turbo Prop)	AFT FAN
1986-1988	1987-1989	1990-1991
		
Ceramic Material for High Temperature Parts	Counter-Rotating, Composite propeller	High Bypass Ratio, Geared Aft Fan

Fig. 2 Honda Aviation Gas Turbine Engines in early stage

ぞれのプロペラはカーボンコンポジット材で製作されており，ピッチコントロールにより回転速度を制御するシステムであった。

しかし，このエンジンは騒音の問題やオープンロータに起因する認定上の課題があることが判り，2重反転プロップを高バイパス比ギヤードアフターファン (図2右) に変更した。このエンジンで初めて設計目標出力を達成したが，燃費や重量については達成できなかった。

#### 2.2 ターボファンエンジン研究

##### 2.2.1 HFX-01ターボファンエンジン

1991年よりHFX-01ターボファンエンジン (HFX-01) (図3) の研究を開始した。この2軸式エンジンの離陸推力は8.01kN (1800lbf) で，基本構成はファン，低圧



Fig. 3 HFX-01 Turbofan Engine

原稿受付 2015年3月4日

\*1 (株)本田技術研究所  
〒351-0193 和光市中央1-4-1

圧縮機（軸流1段）、高圧圧縮機（遠心式1段）、リバースアニユラ燃焼器、高圧タービン（軸流1段）、低圧タービン（軸流2段）とした。認定取得に必要な主要エンジン試験に続き、Boeing 727を使用した飛行試験（図4）を実施した。この試験により、地上試験だけではわからない飛行時の性能、機能等のデータを取得し、その後のエンジンの研究開発に役立てた。エンジンの競争力はその当時の最新の他社エンジンと同等レベルを達成した。



Fig. 4 Boeing 727 Flying Test Bed

### 2.2.2 HF118ターボファンエンジン

1999年よりHondaJet実証実験機<sup>1)</sup>（図5）に搭載するエンジンとして離陸推力7.43kN（1670lbf）のHF118ターボファンエンジン（HF118）<sup>(2),(3)</sup>（図6）の研究を開始した。HF118の設計目標は対他競争力確保のために、その当時の同推力クラス既存エンジンに対して、巡航燃費10%改善、推力重量比（推重比）20%改善、エミッションについてはHF120の章で詳述するように、大型エンジンに適用される規制基準を満足することと定め、これらすべての目標を達成したエンジンとすることができた。

HF118の基本構成では、HFX-01に対して低圧タービンを2段から1段にシンプル化したことと、排気ミキサを採用したことが主な変更点である。

HF118の技術的特徴を図7に示す。ファンではロータにブリスク（Bladed Disk）構造を採用し、ファンステータにカーボンコンポジット材を使用することにより軽量化を図った。高圧圧縮機にはパイプディフューザを採用して高効率な遠心圧縮機<sup>4)</sup>を実現し、低燃費化を図った。また、これらの空力部品は自社開発した精度の良いCFDコード<sup>5)</sup>を用いて設計した。高圧タービンブレード材には単結晶耐熱合金を採用し、低圧タービンは高負荷空力設計により単段として、軽量化を図った。燃焼器の壁面冷却にはエフュージョン冷却方式を使用し、単段のエアブラスト燃料ノズルとの組合せで大型エンジンのエミッション規制基準を満足した。低圧軸は1次共振点を乗越えて使用するスーパークリティカル軸とすることでキャビンの騒音や振動を低減している。これらのほとんどの技術はHF120にそのまま採用されており、HF120の章で詳述する。

主要なエンジン部品は本田技術研究所の試作部門で製

造した。特にファンロータや遠心圧縮機ロータ等の5軸翼面加工、タービンノズルやタービンブレードの精密鋳造、燃焼器のレーザ穴あけ、パイプディフューザの3次元レーザ溶接といった特殊加工は社内で製造できるようにした。

エンジン試験では、主要な認定試験に相当するエンジン地上試験を実施し、2002年6月にセスナサイテーションジェットを用いた飛行試験（図8）により機能、性能の確認を完了した後、2003年12月にHondaJetに搭載されて初飛行に成功した。



Fig. 5 HondaJet (Proof of Concept)



Fig. 6 HF118 Turbofan Engine

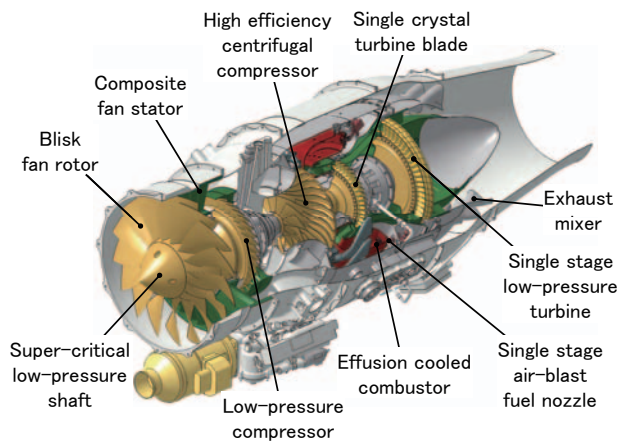


Fig. 7 HF118 Engine Features



Fig. 8 Cessna Citation Jet Flying Test Bed

### 3. HF120ターボファンエンジンの開発

#### 3.1 開発のねらい

Honda単独で開発したHF118をベースに、GEの技術も導入してさらに発展させ、同等推力の最新エンジンの中でトップクラスの低燃費と高推重比を達成することをHF120の目標とした。エミッションについては、HF120クラスの小型エンジンでは規制対象になっていないNOx, CO, THCに対して、推力26.70kN (6000lbf) 以上のエンジン（本稿では大型エンジンと呼称する）に適用される規制を満たすことを目標とした。

#### 3.2 エンジン概要

HF120の外観を図9に、主要諸元を表1に示す。本エンジンの離陸推力は9.32kN (2095lbf) で、HondaJetのような6人から8人乗りビジネスジェット機に使用される推力クラスであり、HF118やHF118と同様にコンベンショナルな2軸ターボファン形式を採用している。



Fig. 9 HF120 engine

Table 1 HF120 engine specifications

Model	HF120
Takeoff thrust	9.32 kN (2095 lbf)
Length	1511 mm
Width	655 mm
Height	775 mm
Weight	211 kg
Low-pressure rotor speed	19055 rpm
High-pressure rotor speed	49200 rpm
Interstage turbine temperature	860°C

### 3.3 エンジン性能

#### 3.3.1 燃費, 推重比

エンジン離陸推力に対する燃費 (SFC) と推重比のトレンドを図10および図11に示す。推力が大きくなるにつれて燃費、推重比ともに向上していることがわかる。

HF120の燃費と推重比の達成値および推力10kN (2247lbf) 以下の他社エンジンとの比較を図12に示す。HF118に対し、燃費3%, 推重比17%の向上を達成し、他社エンジンに対しても競争力を確保している。

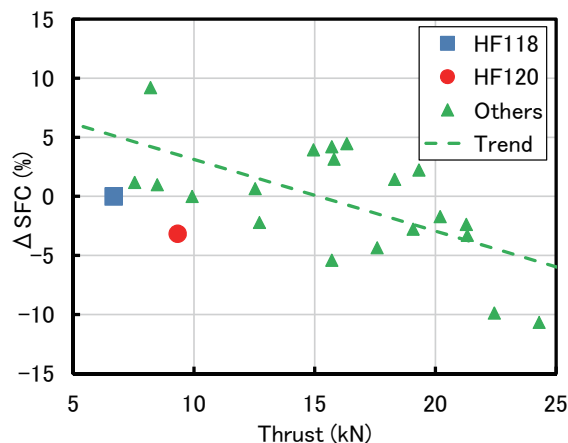


Fig. 10 Trend of SFC

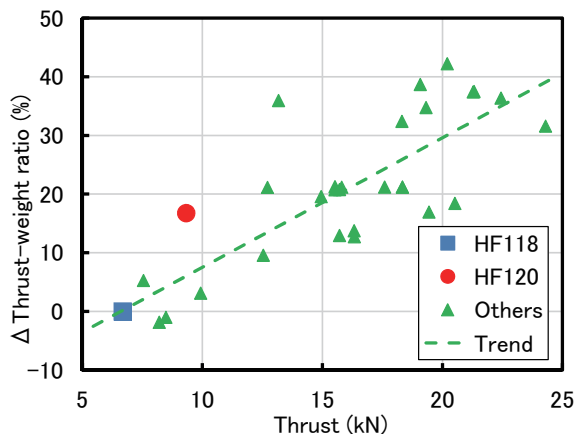


Fig. 11 Trend of thrust-weight ratio

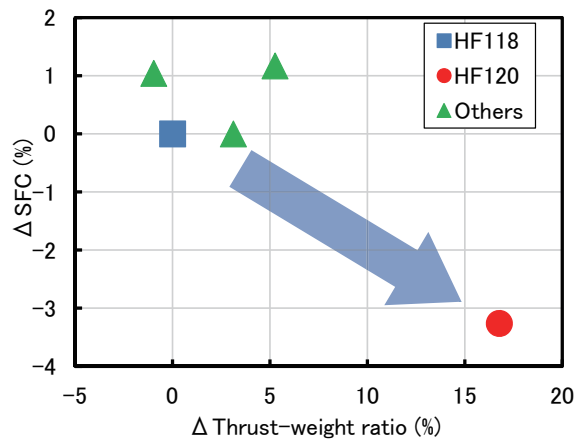


Fig. 12 Advantage of SFC and thrust-weight ratio

### 3.3.2 エミッション

図13にHF120のエミッション排出量を示す。スモークはすべてのターボファンエンジンに対して規制対象項目であるが、NO<sub>x</sub>、CO、THCについては、現在のところHF120クラスの小型エンジンに対して規制はなされていない。各項目に対する規制値はエンジンの推力やサイクル圧力比から計算される。スモークはHF120の規制値を100%として示し、スモーク以外の項目については大型エンジンの規制基準をHF120に適用して算出した規制相当値を100%として示した。図からもわかるように、大型エンジンに適用されるエミッション規制基準をすべて満足している。

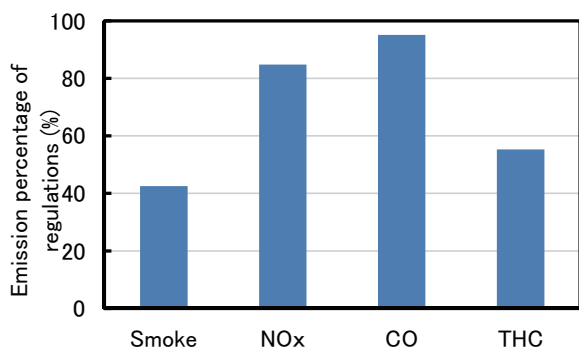


Fig. 13 Emission results

### 3.4 エンジンの特徴

HF120の構造を図14に示す。HF118からの主な構造上の変更点は、燃費と推重比の改善のために低圧圧縮機と低圧タービンにそれぞれ1段追加して2段としたことである。各コンポーネントの設計はGEとHondaでそれぞれの優れている領域を受け持った。高圧圧縮機、燃焼器、ソフトウェアを含む制御系はHondaが担当し、低圧圧縮機、高圧タービン、排気ミキサはGEが担当した。ファンや低圧タービン等、その他のコンポーネントはGEとHonda共同で設計を行った。例えばファンの空力設計は主にHondaが担当し、鳥衝突時の強度解析は主にGEが担当した。また、コンポジットファンステータの設計はHondaが担当した。以下の項で各コンポーネントの詳細を述べる。

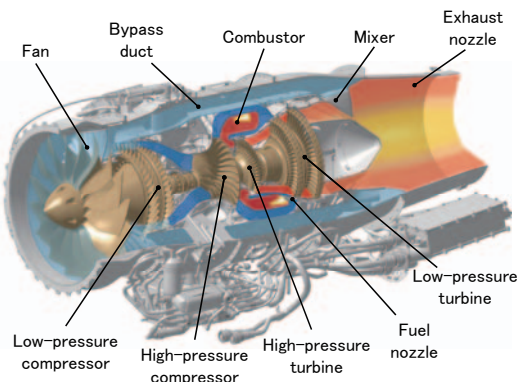


Fig. 14 HF120 engine features

### 3.4.1 ファン

ファンの主要部品を図15に示す。ファンロータは空力性能向上のためワイドコードスウェプト設計を採用し、軽量化と信頼性向上のためにチタン鍛造素材からブレードとディスクを一体で削り出すプリスク構造とした。ファンステータも軽量化のためにランダム配向のカーボンコンポジット材料を採用し、前縁に耐エロージョン性向上のため金属薄板を接着している。

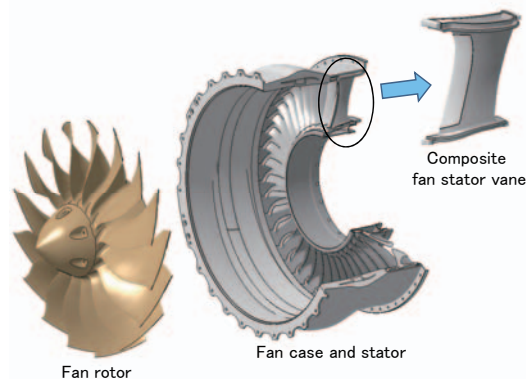


Fig. 15 Fan components

### 3.4.2 圧縮機

圧縮機の主要部品を図16に示す。低圧圧縮機はサイクル圧力比の向上と高圧系コンポーネントの小型化のため2段の軸流形式を採用し、高圧圧縮機は耐熱チタン合金製の遠心式ロータと、パイプディフューザ構造を採用して、CFDを用いた空力設計による高効率化により、燃費の向上を図っている。

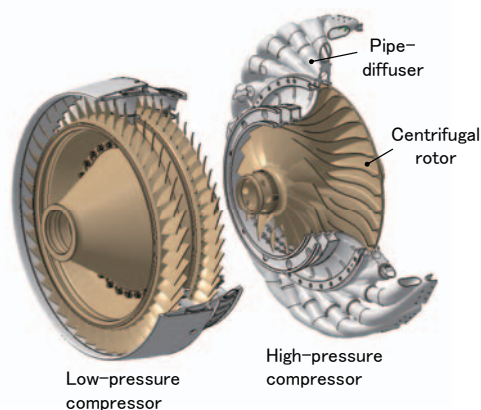


Fig. 16 Compressor components

### 3.4.3 燃焼器

燃焼器の主要部品を図17に示す。燃焼器ライナの形式はエンジンの軸長短縮のためにリバーサニユラ型とした。燃焼器ライナ壁面の冷却にはレーザ加工による斜めの細孔を多数設けたエフュージョン冷却(図18)を採用し、構造のシンプル化を図っている。一般的に燃料ノズルは低流量域と高流量域に対応するため2系統の燃料ラインを用いるが、HF120ではエアブラスト燃料ノズルで

1 系統化する技術により、シンプル化と軽量化を図っている。また、燃料微粒化等の噴霧性能と、燃焼室内のフローパターンを燃焼CFD解析<sup>6)</sup>等を活用して適切に調整することにより、大型エンジンに適用されるエミッション規制基準をすべて満足している。

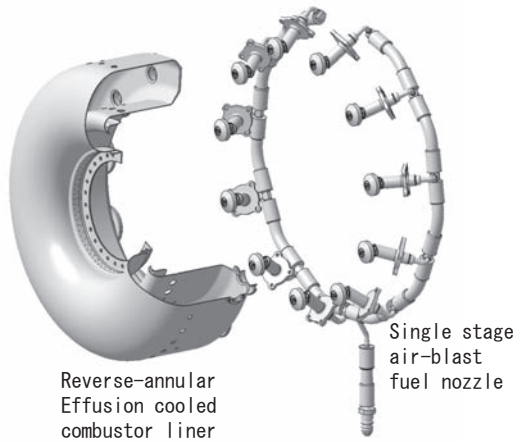


Fig. 17 Combustor components

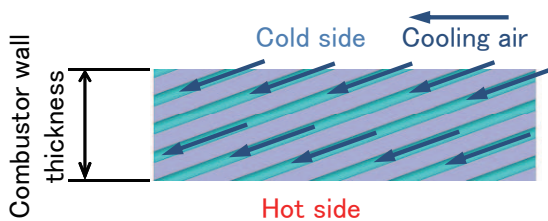


Fig. 18 Effusion cooling schematic

### 3.4.4 タービン

タービンの主要部品を図19に示す。軸流単段の高圧タービンは、ノズルに冷却を施し、無冷却のブレードは材料に第3世代単結晶合金を使用して、タービン入口の許容ガス温度を上昇させてエンジンの小型軽量化を図っている。低圧タービンは無冷却の軸流2段とし、高圧タービンに対してカウンタローテーション構造とすることで高圧タービン後流の旋回成分を有効に利用して、タービン効率の向上を図っている。

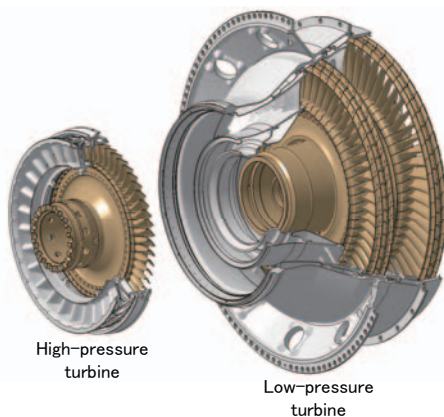


Fig. 19 Turbine components

### 3.4.5 軸システム

HF120の主軸断面を図20に示す。運転レンジ内に軸の共振点を持たないように、低圧軸1次曲げモードをアイドル回転速度より下に設定し、2次曲げモードを最大回転速度の上に設定した。ファン側をオーバハングさせて支持する軸構造を採用することで上記の設定を実現した。図21に低圧軸のキャンベルダイアグラムを示す。高圧軸タービン側の支持は、回転している低圧軸から保持する差動ベアリング形式を採用し、ベアリング支持構造部材と潤滑システムのシンプル化を図っている。

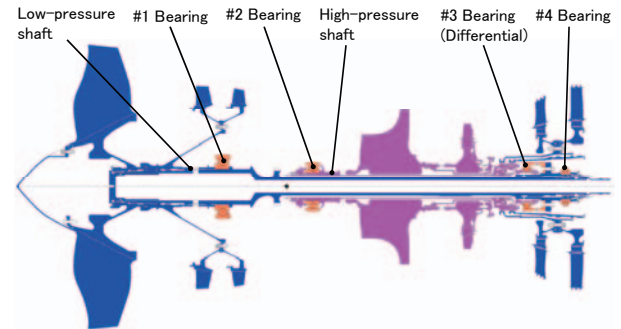


Fig. 20 Main-shaft cross-section

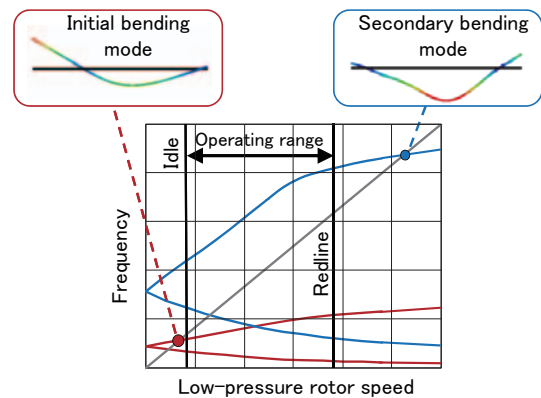


Fig. 21 Campbell diagram

### 3.4.6 エンジン制御

エンジン制御システムはFull Authority Digital Engine Control (FADEC)を採用し、冗長化されたデジタル電子制御装置でエンジンを制御している。燃料流量とブリードバルブ開度が主な制御項目であり、大気や飛行の状態と抽気量等のエンジン負荷条件を考慮してパイロットの操作に応じた推力調整を行うこと、及び加減速時のエンジンストールや失火を防止するための適切な制御を行っている (図22)。

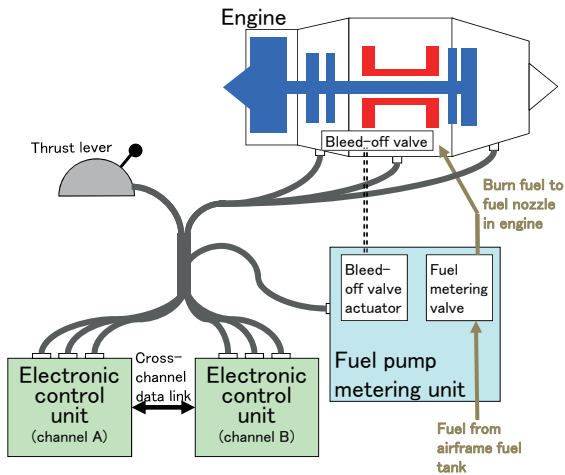


Fig. 22 FADEC system overview

### 3.5 エンジン型式認定

2007年にエンジンの詳細設計を開始し、部品図面の作成、部品製作及びエンジン組立を進めた。2009年10月にエンジン初号機の地上試験を開始し、2010年から飛行試験および認定試験を開始した。エンジン認定試験は各種耐久試験や異物吸込み試験、アイシング試験等を実施し、コンポーネント単体の認定試験は耐久試験や耐火試験、耐環境試験等を実施した。総数190通におよぶ認定レポートを提出し、2013年12月13日にFAAの型式認定を取得した(図23)。今後は、欧州航空安全機関(European Aviation Safety Agency: EASA)の型式認定を2015年に取得し、必要に応じて諸外国の認定を取得していく予定である。

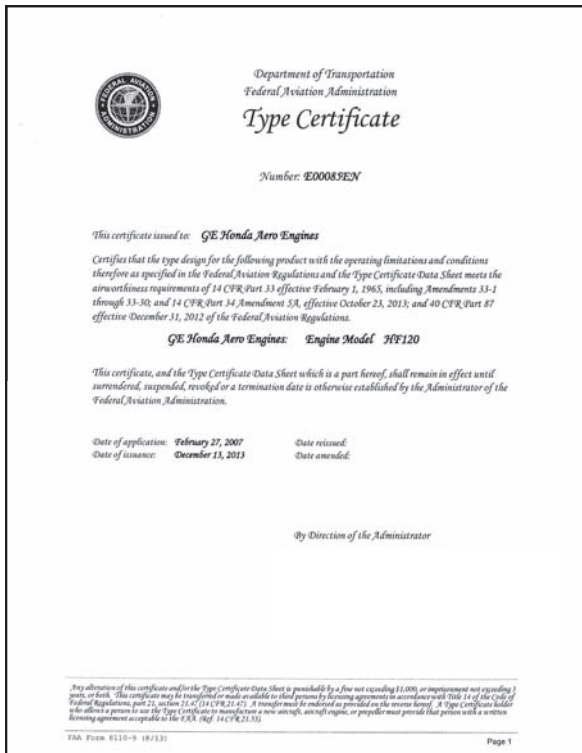


Fig. 23 FAA Type Certificate for HF120

### 4. 結言

Hondaは1986年より航空機用ガスタービンエンジンの研究を独自に開始し、様々なエンジンの研究を行ってきた。これらのエンジンで培った技術をベースに、今回HF120ターボファンエンジンの開発をGEと共同で完了し、2013年12月FAA型式認定を取得した。

燃費、推重比はHF118に対し、それぞれ3%、17%向上し、エミッションは、小型エンジンでは規制対象になっていないNO<sub>x</sub>、CO、THCについて、大型エンジンに適用される規制基準を満足した。

本エンジンを搭載したHondaJetは2015年にFAA型式認定を取得し、出荷を開始する予定である。

### 5. 引用文献

- (1) 藤野道格, “ホンダジェットの開発”, 日本機械学会誌, Vol.108, No.1039 (2005), pp. 458-460.
- (2) 園田豊隆, 野田悦生, “小型ビジネスジェット用HF118ターボファンエンジン”, 日本機械学会誌, Vol.108, No.1039 (2005), pp. 456-457.
- (3) 園田豊隆, 野田悦生, “小型ビジネスジェット用HF118ターボファンエンジンの開発”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.34, No.3 (2006), pp. 165-171.
- (4) Oana, M., Kawamoto, O., Otani, H. and Yamamoto, Y., “Approach to High-Performance Transonic Compressor Design”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1 (2004), p.164-170
- (5) Arima, T., Sonoda, T, Shirotori, M., Tamura, A. and Kikuchi, K., “A Numerical Investigation of Transonic Axial Compressor Rotor Flow Using a Low Reynolds Number  $k-\epsilon$  Turbulence Model”, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No. 1 (1999), p. 44-58
- (6) Murata, K., Shibata, R. and Yadomaru, G., “A Coupled Combustion CFD Analysis of an Aircraft Gas Turbine Combustion Chamber Complete with Effusion Cooling Holes”, IGTC2011-0027 (2011)



特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## MRJ用エンジンPW1200Gの開発

貴志 公博\*<sup>1</sup>  
KISHI Kimihiro

キーワード：MRJ, エンジン, PW1200G, GTF

Mitsubishi Regional Jet, Engine, PW1200G, Geared Turbo Fan

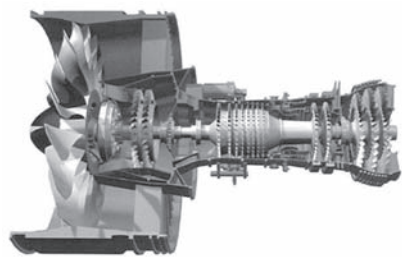
### 1. はじめに

現在、三菱航空機(株)が開発を進めている国産初の民間ジェット旅客機MRJ (Mitsubishi Regional Jet, 図1)は、燃料消費を従来機より20%以上低減するとともに、整備コストの低減と先進的な環境適合性を確保し、競合機種との差別化を図っている。そのため、搭載エンジンとしては、Pratt & Whitney社(以降、P&W社)のGTF (Geared Turbo Fan)が民間ジェット旅客機向けに初めて選定され、PW1200G(図2)として現在、型式証明取得に向けた開発と量産準備が進められている。

本稿では、PW1200Gエンジンの開発状況および量産に向けた取り組みについて紹介する。



Fig. 1 MRJ<sup>(1)</sup>



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig. 2 PW1200G<sup>(2)</sup>

## 2. 開発の経緯

### 2.1 エンジン選定

MRJ開発開始の際、海外エンジンメーカー3社のエンジンが候補に挙がっていた。当時、三菱重工(株)では、エンジン選定に際して、名古屋誘導推進システム製作所

(エンジン・機器技術部ガスタービンエンジン設計課)が支援することとなり、技術陣が機体部門からの要請を受ける形で各候補エンジンの評価を行った。評価項目は、燃料消費率や環境適合性、各要素性能、重量、価格・整備コストを含むライフサイクルコストおよび支援体制等であった。新しい技術の採用に際しては、技術成熟度TRL (Technology Readiness Level) とそのリスクも評価対象とした。さらに、各技術の詳細を評価するため、各エンジンメーカーを訪問して資料説明を受けるとともに、試験設備の視察や試験データの確認を行う機会もいただいた。そして、総合的な評価を行った結果、ファンドライブギアシステムの技術的リスクは小さいと判断し、性能面等で優位であったP&W社のGTFを選定し、最終的に機体部門の英断により、2007年10月に採用が決定した。

### 2.2 技術開発の経緯

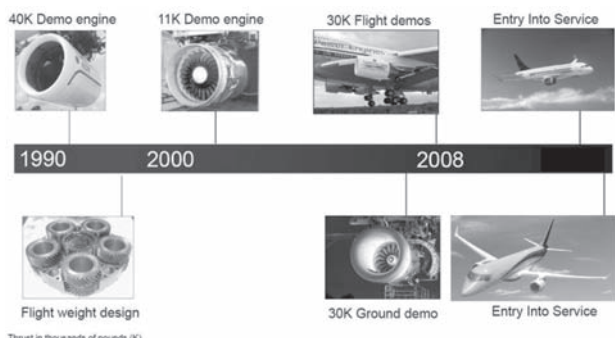
PW1200Gの最大の特徴であるギアシステムの開発は1990年代のP&W社のADP (Advanced Ducted Prop)にまでさかのぼることができ、それ以降20年以上の開発が続けられて来ている。その後、PW6000コアを用いたデモンストレータによる地上試験が2007年11月に行われ、250時間の試験を完了している。また、2008年11月にはボーイング747SP機やA340-600をテストベッドとした飛行試験が開始され、合計120時間の飛行実証試験が2009中頃まで積み重ねられている。GTF形態のエンジンとしては、現在、PW1200Gの他、A320neo用PW1100G-JM、Cシリーズ用PW1500G、MC21用PW1400G、E-JET用PW1700G/PW1900Gの計6機種目のエンジン開発が進められている。図3にGTFエンジンの開発の経緯を示す。

### 2.3 市場予測

MRJが参入する70～90席クラスのリージョナルジェット機の市場予測を図4に示す。世界の航空旅客輸送は今後20年間で現在の約3倍に拡大すると予測されている。MRJの市場についても同期間に5,000機以上の新規需要が見込まれている。これは、現在運航中の50席機の多くが大型化するとともに、大手エアラインが運航している100席機クラスの一部が小型化されると予測されることが要因となっている。

原稿受付 2015年3月13日

\*1 三菱重工航空エンジン(株) 技術部  
〒485-0826 小牧市東田中1200番地



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved  
Fig. 3 The Development History of GTF Engines<sup>(3)</sup>

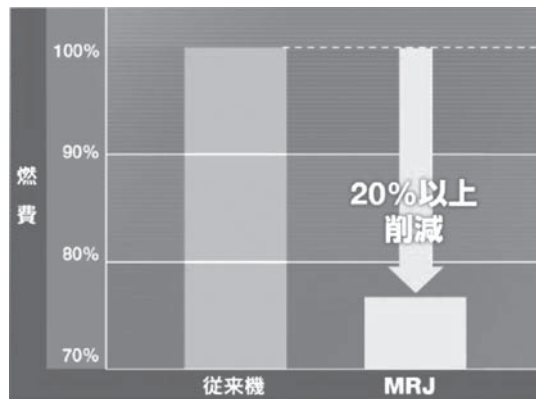


Fig. 5 Improvement of Fuel Consumption of MRJ<sup>(1)</sup>

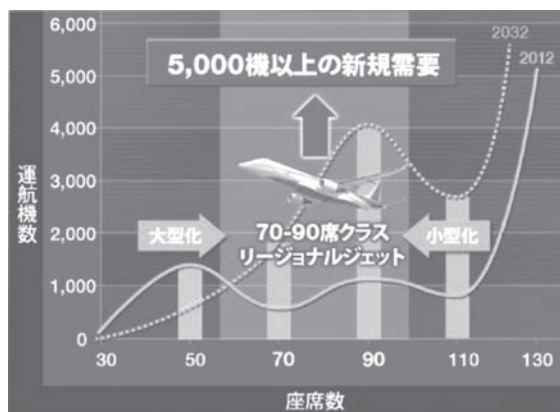


Fig. 4 Market Forecast of 70-90 sheets Class Aircraft<sup>(1)</sup>

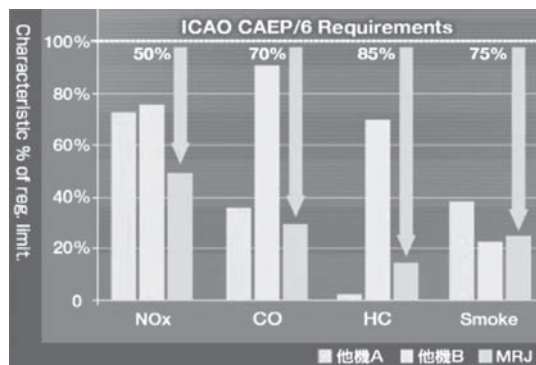


Fig. 6 Emission Performance of PW1200G<sup>(1)</sup>

2.4 エンジン諸元

PW1200Gの諸元を表1に示す。70席機のMRJ70向けPW1215Gと90席機のMRJ90向けPW1217Gに2つの形態があり、ともにバイパス比9:1、ファン直径1,422mmで、MRJ全体として従来機に対して20%以上の燃費削減(図5)を図っている。エミッションについてはICAO(International Civil Aviation Organization)の規制値CAEP(Committee on Aviation Environmental Protection)に対してNOxで50%以下とすること(図6)や、騒音はICAO Stage 4の規制値に対して50%以下とし大幅な騒音影響範囲の抑制(図7)を実現することを目標としている。

Table 1 Specification of PW1200G<sup>(2)</sup>

	Unit	Type	
Model Name	-	PW1215G	PW1217G
Fan Diameter	mm	1,422	1,422
Stages	-	1-G-2-8-2-3	1-G-2-8-2-3
Take off Rating	kN	66.6	75.6
Bypass Ratio	-	9:01	9:01
Flat Rated Temp.	°C	ISA+15	ISA+15
Aircraft Installation	-	MRJ70	MRJ90
Emission (CAEP/6)		-50%	-50%
Noise (ICAO Stage 4)		-50%	-50%

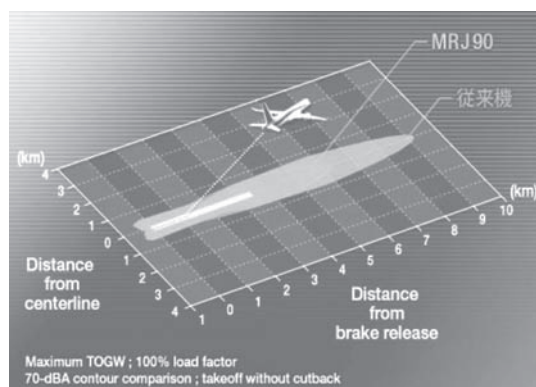
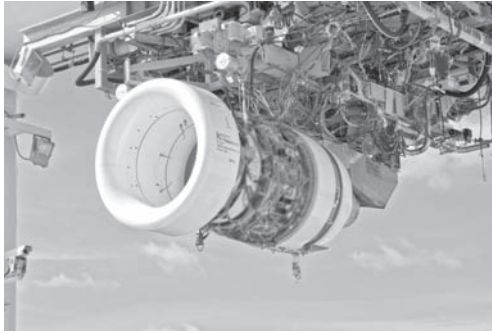


Fig. 7 Noise Foot Print of MRJ<sup>(1)</sup>

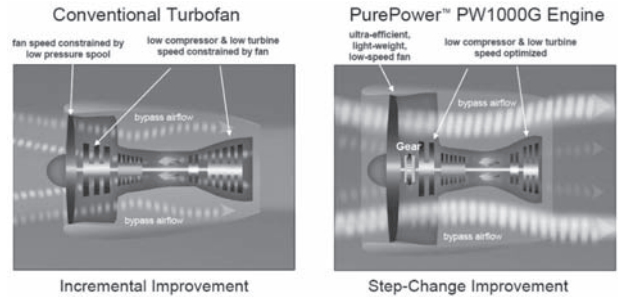
2.5 エンジン開発日程

PW1200Gは2007年10月に開発が開始され、ガスジェネレータの開発は2010年6月には成功裏に完了している。その後、初号機は2011年3月に組立を完了、2011年10月に初回地上試験(図8)を行い300時間、1,100サイクル以上の運転とサイクリック耐久試験を実施している。さらに、2012年4月にボーイング747SP機を用いたテストベッドにより初飛行試験(図9)を開始し、23回、計127時間の飛行試験を実施して2012年7月に完了している。一連の試験により、1,500時間/6,000サイクル以上の実証を重ねている。型式証明および検証プログラムとしては8台のエンジンが用いられる計画で、型式証明取得を目指して開発中である。



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig. 8 PW1200G at Ground Test<sup>(4)</sup>



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.11 Step Change in Efficiency of GTF<sup>(3)</sup>



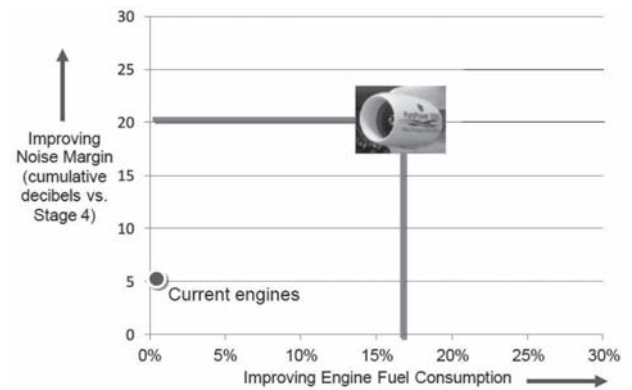
(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig. 9 Flying Test Bed<sup>(4)</sup>

3. エンジンの特徴

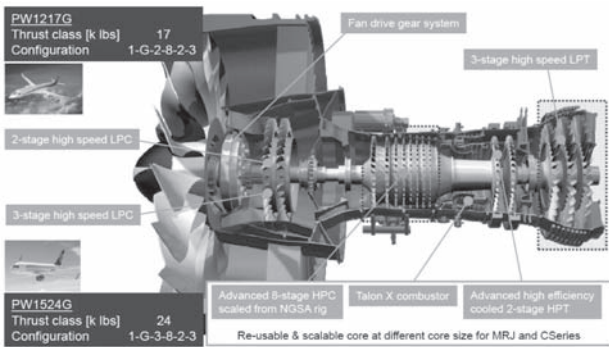
PW1200Gの最大の特徴は、ファンと低圧圧縮機・低圧タービンの間にスターギア方式のファンドライブギアシステムを組み込んでいることである(図10)。

これにより、ファンと低圧圧縮機がそれぞれ最適な回



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.12 Noise Performance vs Engine Performance<sup>(5)</sup>

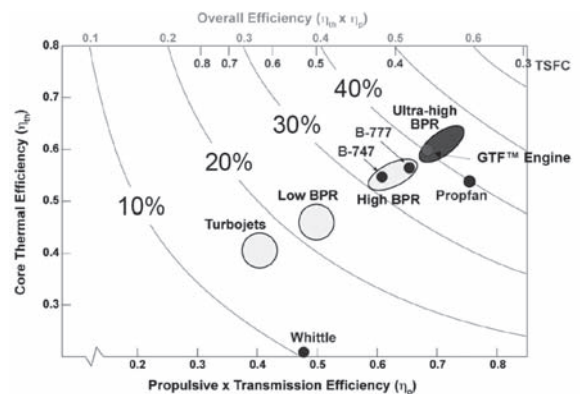


(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.10 Cutaway of PW1217G<sup>(6)</sup>

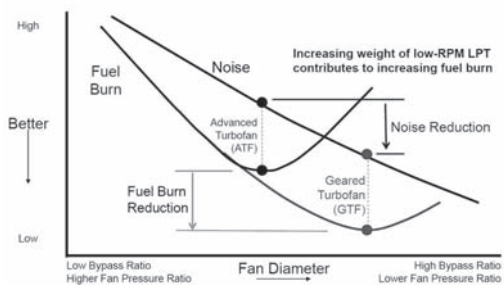
転数で作動させることができ、効率向上と騒音低減に寄与している。一方、低圧タービンについても最適の回転数で高速回転することができるため、段数削減と効率向上が実現し、軽量化と燃費低減に寄与している。図11に従来型の2軸ターボファンエンジンとGTFの概念的な比較、図12に両者の燃費と騒音の特性の比較を示す。

GTFは超高バイパス比エンジンに分類され、従来型のターボファンエンジンに比べて熱効率と推進効率の改善が実現し、総合効率が飛躍的に向上させることができる(図13)。一方、ファン径を大きくすると重量が増加するため、燃料消費および騒音特性と重量との兼ね合いにより、ファン径つまりバイパス比の最適値がある。(図14)



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.13 Thermal and Propulsive Efficiency<sup>(3)</sup>



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.14 Performance Characteristics of Propulsion System<sup>(5)</sup>

3.1 エンジン各要素

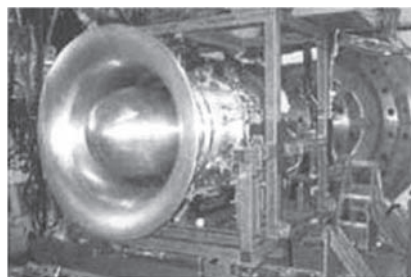
1) ファン・低圧圧縮機

ファンは直径1,422mmでバイパス比は9：1，18枚のファンブレードを採用し，3次元空力設計によるスウェプト翼型を導入している。ファンケースにはCFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) を採用している (図15)。低圧圧縮機は軸流2段で，リグ試験はP&W社にて実施されている (図16)。



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.15 Front View of Fan<sup>(4)</sup>



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

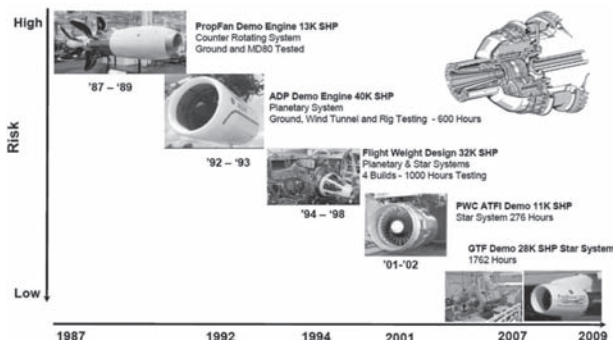
Fig.16 LPC Test Rig<sup>(6)</sup>

2) ギアシステム

ギアシステムはスターギア方式で，低圧軸がサンギアにつながり，5つのスターギアとリングギアを介してファンロータにつながっている。また，Life Limited Partsは無いという設計となっている。ギアシステムの開発に当たっては，耐久性，信頼性および効率を設計クライテリアとし，滑油系統や冷却の問題をクリアにしている。

このギアシステムは図17に示すように，1980年代の PropFan開発を原点としており，以来，30年近くにわたって，各種技術実証を重ねて，技術的リスクの低減が図られている。

PW1200G開発に際しても，図18に示すギアシステムのリグ試験を行い，信頼性の確認が進められている。



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.17 The Development History of Fan Drive System<sup>(6)</sup>



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.18 Gear System<sup>(3)</sup>

3) 高圧圧縮機

高圧圧縮機は軸流8段で，ブレードとディスクが一体となったIBR (Integrated Bladed Rotor) を採用し，エアリークの抑制による効率向上と構造簡素化・軽量化に寄与している。各段のディスクはタイシャフトによる結合方式によるローター構造となっている。開発に当たっては，ドイツのMTU社 (Motoren-Und Turbinen-Union GmbH) と共同開発されており，リグ試験等により高圧力比化が図られて来ている (図19)。

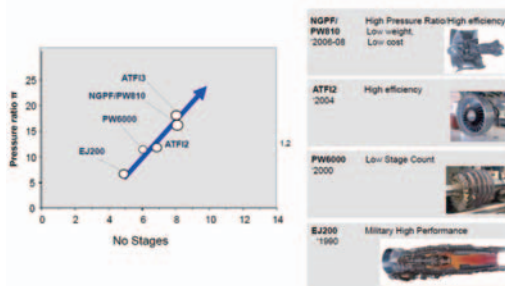


Fig.19 HPC Technology Development Trend<sup>(6)</sup>

4) 燃焼器

燃焼器はP&W社独自のRQL (Rich burn quick Quench Lean burn) コンセプトであるTALON (Technology for Advanced Low NOx) 型燃焼器の第3世代のTALON-X形態を採用している。エミッション特性は図20に示すようにICAOの規制CAEP/6に対して50%以上のマージンを有している。

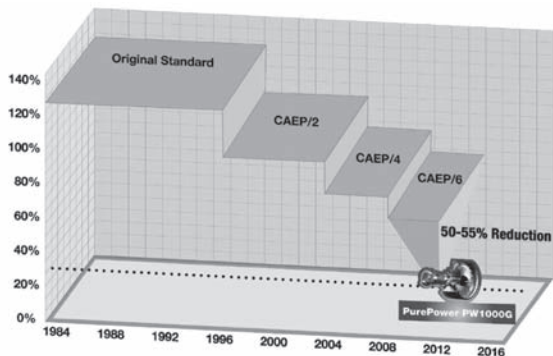


Fig.20 Emission Reduction Trend<sup>(3)</sup>

5) タービン

高圧タービンは2段、低圧タービンは3段である。特に低圧タービンは、ファンドライブギアシステムを組み込むことで回転数が従来型のターボファンエンジンの2倍となる約9,000回転となっており、高効率化と段数削減による軽量化を図っている。

低圧タービンの開発に当たっては、ドイツのMTU社が担当し、リグ試験やデモ実証等により技術実証が進められている (図21)。

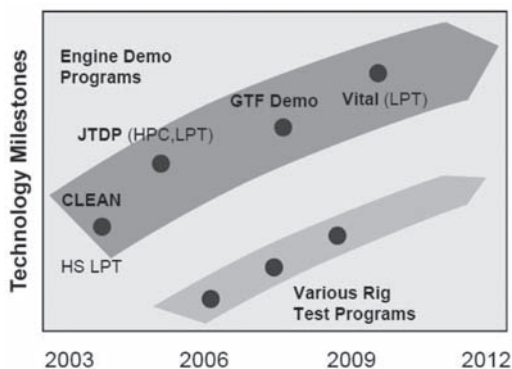


Fig.21 High Speed LPT Technology Development Trend<sup>(6)</sup>

4. 開発の取り組み

4.1 開発への参画

国内では、三菱重工業が2012年8月に、PW1200Gの燃焼器、高圧タービンディスクおよびケースの開発・製造と、同エンジンの最終組立・領収運転試験を同社名古屋誘導推進システム製作所 (現、三菱重工航空エンジン株式会社) で行うことでP&W社と合意した。

4.2 部品製造

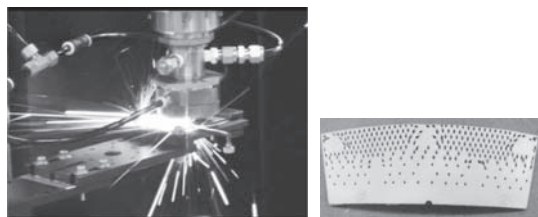
部品製造は同社の工場 (愛知県小牧市) で行う他、産業クラスタを活用して量産体制の構築を進めている。特に燃焼器はモジュールで担当することとなっており、燃焼器パネルやライナ等の製造を行う予定である (図22)。

燃焼器は高温化と低NOx化への対応のために、燃焼器パネルには無数の冷却空気孔が開けられている。これを量産ベースで低コスト、高品質に加工するため、図23に示す高速レーザ加工技術の開発も進めている。



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.22 Combustor Module



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.23 High Speed Laser Drilling for Combustor Panel

高圧タービンディスクについては粉末冶金材を用いているため、機械加工の難易度が高くなっており、安定製造ができるよう生産技術の向上も図っている (図24)。



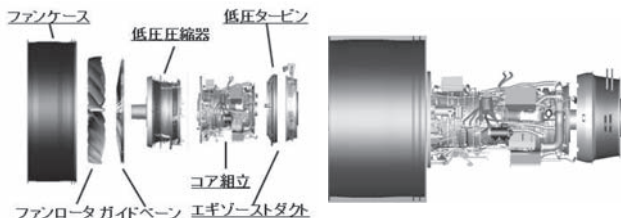
(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.24 HPT Disk

4.3 エンジン組立・試験

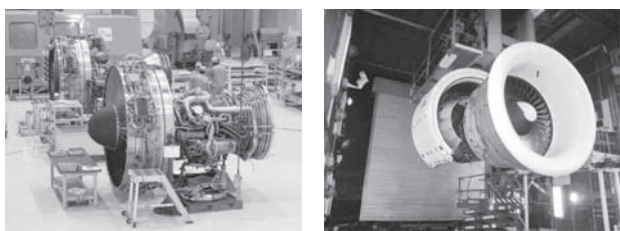
エンジンの最終組立と領収運転試験のための組立用工具や試験設備の手配を進めており、既存のエンジンテストセルの改修も併せて実施済みである。また、最終組

立を行うに当たっては、工場内に部品をキット化するエリアや組立ラインを整備しており、生産管理システムについてもP&W社と調整しながら現在開発が進められている。図25にモジュールとエンジン組立の概念図、図26にエンジン組立エリアとテストセルを示す。



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.25 Schematic of Module and Engine Assembly



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.26 Engine Assembly and Test Facility  
(Photo is PW4000)

## 5. 最新の開発状況

### 5.1 開発試験

これまでに、主要な地上試験や飛行試験を完了しており、8台のエンジンを用いた各種試験を行い、型式証明取得を目指して開発試験を進めている。

### 5.2 MRJへの搭載

図27に示す通り、2014年6月にMRJ飛行試験機初号機にPW1217Gを搭載し、2015年1月にはエンジンの初回運転試験を実施しており、順調に作業が進捗している。



(c)2015 United Technologies Corporation - Pratt & Whitney  
Reproduced with permission - all rights reserved

Fig.27 The First Installation<sup>(7)</sup> and Engine Run<sup>(8)</sup> of PW1217G

### 5.3 量産準備状況

エンジン組立エリアについては第1段階の整備が完了し月産8台までの対応ができる状況にあり、今後量産本格化に向け、更に能力向上に向けた整備を計画中である。最終組み立ての開始に向け、P&Wからの機材がまもなく到着する予定であり、まずはトレーニングを開始する

状況で、量産エンジンの組立開始時期については、今はまだ調整中の段階である。

## 6. おわりに

民間旅客機用エンジンの量産において最終組立を行うのは国内メーカーでは初であるが、エンジンの開発および量産準備はほぼ順調に推移しており、型式証明取得に向けた取り組みを鋭意進めている。我が国初の国産ジェット旅客機の実現に向け、エンジン側としても万全の態勢を整えるべく努力している所存である。

最後に、本稿作成に際し、三菱航空機(株)及びPratt & Whitney社から写真や図の提供等のご支援ご協力に対し謝意を表します。

## 参考文献

- (1) MRJカタログ, 三菱航空機(株)  
[http://www.mrj-japan.com/j/pdf/MRJ\\_Catalog2014\\_j.pdf](http://www.mrj-japan.com/j/pdf/MRJ_Catalog2014_j.pdf), (参照2015-2-11)
- (2) PW1200G Data Card, Pratt & Whitney,  
[http://www.pw.utc.com/Content/Press\\_Kits/pdf/ce\\_pw1200g\\_pCard.pdf](http://www.pw.utc.com/Content/Press_Kits/pdf/ce_pw1200g_pCard.pdf), (参照2015-1-26)
- (3) Dr. Michael Winter, Chief Engineer for Technology, Pratt & Whitney, "A VIEW INTO THE NEXT GENERATION OF COMMERCIAL AVIATION (2025 TIMEFRAME)", AIAA Aerospace Today & Tomorrow", June 2013  
[https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Corporate/2013\\_-\\_Aerospace\\_Todayand\\_Tomorrow/Winter.pdf](https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Corporate/2013_-_Aerospace_Todayand_Tomorrow/Winter.pdf), (参照2015-2-9)
- (4) PW1217G Engine: From Test Stand To First Flight, Pratt & Whitney,  
<http://www.purepowerengine.com/photos.htm>, (参照2015-2-9)
- (5) FAA CLEEN, November 2011, Pratt & Whitney  
[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/apl/research/aircraft\\_technology/cleen/2011\\_consortium/media/Pratt\\_and\\_Whitney\\_CLEEN\\_Projects\\_Briefing.pdf](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/research/aircraft_technology/cleen/2011_consortium/media/Pratt_and_Whitney_CLEEN_Projects_Briefing.pdf), (参照2015-2-9)
- (6) Jayant Sabnis, Pratt & Whitney, and Christian Winkler, MTU, "THE PW1000G PURE POWER? NEW ENGINE CONCEPT AND ITS IMPACT ON MRO", Av Week Engine MRO Forum, Dec.1, 2010  
[http://events.aviationweek.com/html/mroeng10/Day%20-%20The%20PW1000G%20Pure%20Power%20New%20Engine%20Concept.SABNIS%20\(P&W\).pdf](http://events.aviationweek.com/html/mroeng10/Day%20-%20The%20PW1000G%20Pure%20Power%20New%20Engine%20Concept.SABNIS%20(P&W).pdf), (参照2015-2-9)
- (7) "MRJ飛行試験機初号機にエンジンを搭載", 三菱重工業(株)Press Information, 2014. 6. 26  
<http://www.mhi.co.jp/news/story/20140626.html>, (参照2015-2-9)
- (8) Pratt & Whitney Congratulates MRJ on Successful Engine Run, Pratt & Whitney, 2015. 1. 14  
<https://www.pw.utc.com/News/Story/20150114-2130/2015/Featured>, (参照2015-2-18)

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## JAXAにおける低燃費エンジン技術の研究開発

西澤 敏雄\*<sup>1</sup>

NISHIZAWA Toshio

キーワード：航空エンジン，低燃費，高バイパス比，軽量材料，低 NOx エミッション，低騒音デバイス

Aero Engine, Fuel Efficient, High Bypass Ratio, Lightweight Materials, Low NOx Emission, Low Noise Device

## 1. 緒言

文部科学省は、世界の航空機需要の成長を踏まえ、我が国の航空機産業が自動車産業に比肩する成長産業として発展するため、航空科学技術に関する今後の取組方針について、2014年1月より「次世代航空科学技術タスクフォース」において国内の関係機関を交えた活発な議論を行い、その結果として「戦略的次世代航空機研究開発ビジョン」をとりまとめ、同年8月に公表した<sup>(1)</sup>。このビジョンでは、わが国の航空機産業規模を現状の世界市場におけるシェア約4%（約1兆円）から、20年後に約10倍の規模に成長させるためには、国際共同開発における我が国の地位を向上させることおよび航空機新規市場を獲得することが課題であるとされている。文部科学省としては、これら2つの課題に対する航空科学技術施策として2つの研究開発プログラム、すなわち「民間航空機国産化研究開発プログラム」および「超音速機研究開発プログラム」と合わせて、3つの横断的施策として「大型試験設備の整備」「先端研究の推進」「人材育成の強化」を積極的に取り組むことが効果的としている。

このうち特に「民間航空機国産化研究開発プログラム」および「大型試験設備の整備」を優先的に着手し、国際共同開発におけるシェア拡大に注力して産業基盤を確固たるものとするのが当面の目標として謳われている（図1）。この「民間航空機国産化研究開発プログラム」において、航空エンジン技術に関しては、ファン・低圧タービン等に関する我が国にとっての優位技術を先行的に開発するとともに、2020年を目途に地上試験でシステムレベルの技術実証を行うことを目標としている。さらに、2025年を目途として、圧縮機、高圧タービン、燃焼器などに関するハイインパクトな技術開発を行うとともに、やはりシステムレベルの地上実証をすることを旨とするとしている。将来的な目標として、これらの技術をもってわが国の技術を総結集させた国産エンジンおよび国産旅客機の実現に貢献していくことを目指すべ

きとしている。

このような国の方針を踏まえつつ、宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空技術部門では、将来の超高バイパス比エンジンの低燃費技術の獲得とこれによる我が国の国際競争力の向上を目指し、ファンおよび低圧タービンの空力効率向上と軽量化の技術に関する研究開発（高効率軽量ファン・タービン技術実証）、コアエンジンの熱効率向上、NOx等のエミッション排出低減、エンジン騒音低減の各技術に関する研究開発（グリーンエンジン技術研究開発）を進めているところである<sup>(2),(3)</sup>。本報は、これらの低燃費エンジン技術に関するJAXAの研究開発活動の概要と今後に向けた更なる展開について紹介する。

## 2. 研究開発の概要

## 2.1 研究開発の目標

JAXA航空技術部門では、文部科学省の民間航空機国産化研究開発プログラムのターゲットを踏まえ、優位技術の開発としてファンおよび低圧タービンの要素技術について「高効率軽量ファン・タービン技術実証（通称aFJRプロジェクト）」を進めている（IHI、東京大学、筑波大学、金沢工業大学との共同研究）。また、コアエンジンおよび騒音低減に関するハイインパクトな技術の開発として「グリーンエンジン技術の研究開発」を進めている。

aFJRプロジェクトでは、小型民間航空機用エンジンの燃料消費量を現行機エンジンに対して16%削減可能な技術レベルを目標とし、ファン高効率化技術、ファンブレード軽量化技術、メタルディスク軽量化技術、吸音ライナ軽量化技術、低圧タービン軽量化技術のそれぞれについて要素技術の開発とその実証を行う計画である（図2）。一方のグリーンエンジン技術研究開発では、同じく燃料消費量16%減に対応する小型コアエンジンの熱効率向上と、NOx排出をCAEP/6基準に対し75%低減、騒音1dB低減を推力損失1%以下で実現することを目標とし、コアエンジンの要素技術開発およびシステム設計および騒音低減デバイスの技術実証を行う計画である。以下にこれらの研究開発計画の概要を紹介する。

原稿受付 2015年4月10日

\* 1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構航空技術部門  
aFJRプロジェクトチーム  
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

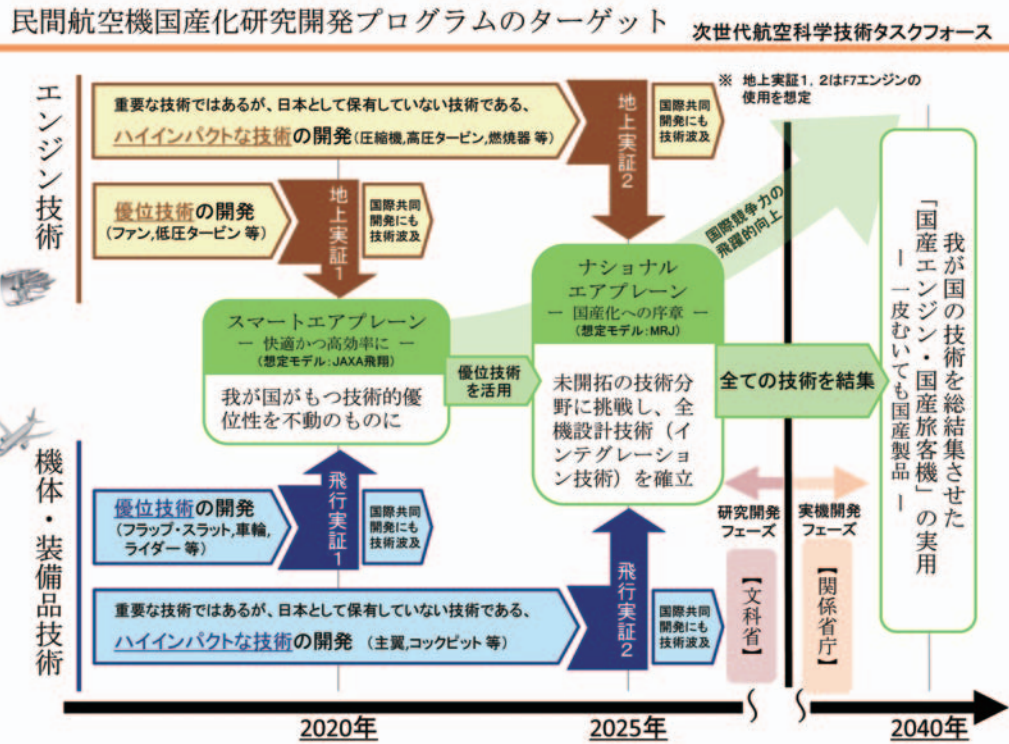


Fig. 1 Japanese government’s long-term programs proposed by MEXT<sup>(1)</sup>

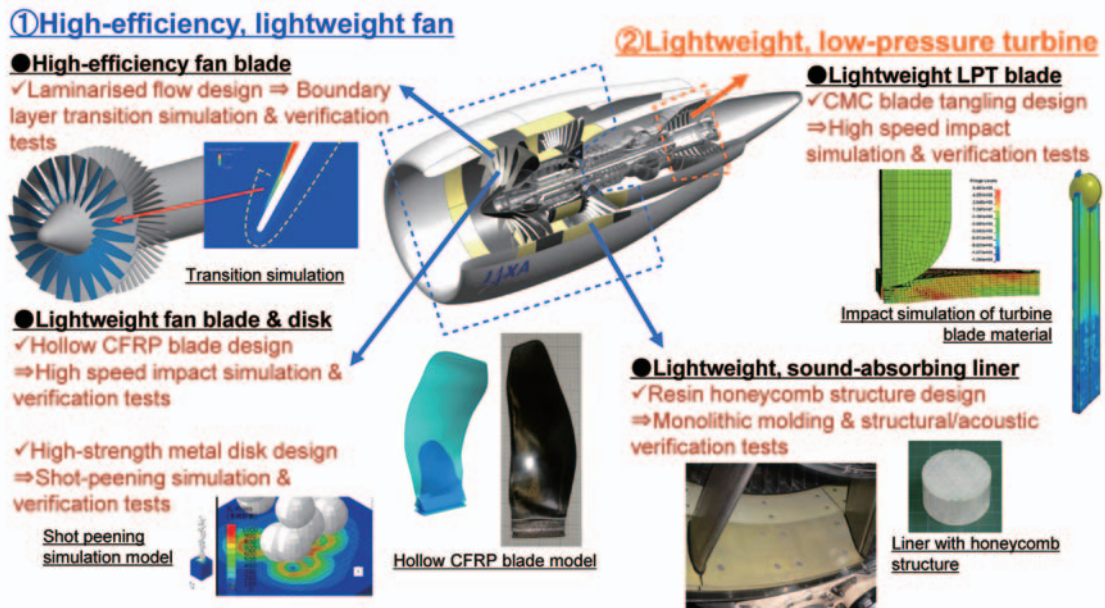


Fig. 2 Overview of JAXA’s aFJR Project

2.2 高効率軽量ファン技術の研究開発 (aFJR)

民間航空機用エンジンでは、エンジン高効率化（推進効率向上）やエンジン騒音低減のために高バイパス比化がはかられてきており、現在開発中の150席級のPW1100G-JMエンジン（我が国からもJAECが国際共同開発に参画）ではバイパス比は12に達するとされている。今後も更なる高バイパス比化を進めるためには、ファン外径の増大に伴って、従来の技術のままではファンブレードだけでなくファンケースや吸音ライナなどの構成

部材の重量増加を招くことになるので、これに対する新たな軽量化技術の開発・適用が必要であるとともに、ファンブレードの長大化に対する耐衝撃性や耐振動性の向上対策、最適なファン圧力比の低下に伴う空力設計方針の変更などが求められている。

2.3.1 ファンブレード軽量化技術

ファンブレードの構造材料技術としては、これまで軽量化のためのメタル製ブレードの中空化に続いて複合材



化技術が開発され、同時に耐衝撃性や剛性を確保するためにワイドコード化するとともに、メタルシースが採用されてきた。JAXAではバイパス比13以上の超高バイパス比化の実現に必要な技術として、複合材ファンブレードを更に軽量化するため、複合材ブレードの中空化、ナローコード化等の軽量化構造の研究を行っている。ブレード1枚当たりの重量を低減することにより、ブレード飛散防止のためのコンテインメントケースの薄肉化などファンモジュール全体の軽量化効果も期待できる。中空化に必要な技術としてCFRP（炭素繊維複合材）を用いた中空翼成形技術および構造解析・試験評価技術の研究を行っている。図3は中空ブレードの構造解析モデルおよび試作した中空ブレード試作の例である。

航空エンジンのファンブレードに対しては耐空性審査要領としてバードストライクに対する耐衝撃性が要求されるが、複合材ブレードの衝撃破壊モードには層間はく離、樹脂割れ、メタルシース接着部はく離などの複数の破壊モードが混在し、また繊維配向角によっても破壊モードが変化するという複雑さを有する。このような技術課題に対する解決策として、複合材ブレードについて破壊モードを精度良く予測することが必須であり、そのための3Dソリッド大規模解析技術などを行うとともに、繊維配向角や樹脂特性を考慮可能なマルチスケール解析技術などを大学との共同研究として行っている。最終的には、これらの成形技術や解析評価技術を用いて設計した軽量ファンブレードについて、高速衝撃試験により耐衝撃性を実証する計画である。



Fig. 3 Prototype of a hollow CFRP blade model and its CAD model.

### 2.3.2 ファン高効率化技術

一層の高バイパス比化に伴い、サイクル設計上で燃費を最小化するファン圧力比の値は徐々に低下してきており、最適なファン圧力比を実現すべく衝撃波を利用した遷音速翼型によって高圧力比化を追求する空力設計とは異なるアプローチも有効になる可能性がある。JAXAではファンブレード面の境界層流れについて層流域を拡大

する空力設計によって、ファン空力効率の向上をはかる技術開発を進めている図4は、従来のファンブレードに対して上記の高効率化を目指した予備設計のCFDシミュレーションの例である。最終的には、改良設計した高効率ファンブレードを搭載した空力リグ試験によって要素性能実証（図5）を行う計画である。

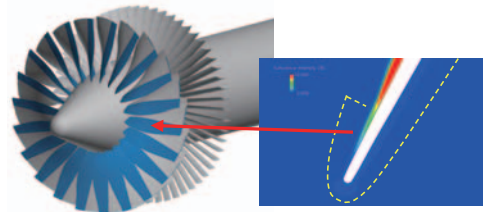


Fig. 4 High-efficiency design and preliminary simulation for fan rotor blades.



Fig. 5 Fan rig for aerodynamic performance test.

### 2.3.3 メタルディスク軽量化技術

高バイパス比化に伴って長大化するファンブレードを保持する回転ディスクについても重量が大きくなる傾向にあるため、重量増を抑える技術の開発・適用が期待されている。通常のディスク設計では、主としてメタル材の低サイクル疲労寿命に基づいてサイジングされているが、製造プロセスにおいて耐久性向上のため施しているショットピーニング等の加工が有する効果については、設計寿命には直接的には反映されていないのが現状である。この効果を設計段階で精度良く見積もることができれば、設計寿命向上効果とのトレードオフとして、例えばディスクの薄肉化などの軽量化をはかることも可能と考えられる。JAXAでは加工シミュレーションによる応力対寿命の予測解析技術の開発を行うとともに、回転強度試験装置による軽量ディスクの実証試験を行う計画である（図6）。

### 2.3.4 吸音ライナ軽量化技術

吸音ライナは、ファンダクト内面に搭載された多孔表面板付きのハニカムサンドイッチ材であり、ファン動翼と静翼の干渉によって生じるトーンノイズ（ファン騒音）の低減に重要な役割を果たしている。高バイパス比化に伴って吸音ライナも大型化され重量増となるため、従来のアルミ合金製ライナ（図7左）より軽量化可能な

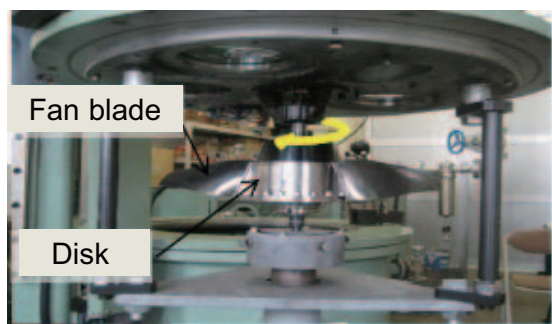


Fig. 6 High speed spin test of a metal disk model for fan rotor.

新たな技術が必要である。JAXAでは、ハニカム構造の製造方法として樹脂成形を利用することにより、軽量化する技術の開発に新たに取り組んでいる（図7右）。音響・強度・耐久性など、吸音ライナとしての要求基準を従来通り満足しつつ、一体成形を活用することによりコスト面でも有利な吸音ライナの実現を目指したものである。最終的には、構造健全性実証試験に加え、試作した吸音ライナパネルを搭載したフローダクト音響試験やファンリグ音響試験により性能実証する計画である。

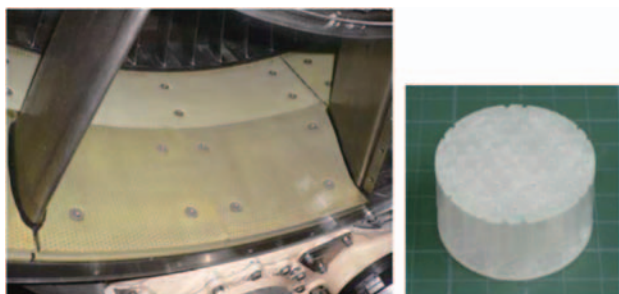


Fig. 7 Acoustic liner; left is a conventional model installed on FJR engine, right is a test model with a resin honeycomb structure.

#### 2.4 低圧タービン軽量化技術

高バイパス比エンジンの大口径ファンを駆動する低圧タービンは段数増加に伴う重量増を抑えるとともに、作動温度上昇に対する耐熱性が求められるようになっていく。従来のNi超合金などの材料より優れた耐熱性を有した軽量の耐熱複合材として、CMC（セラミクス基複合材）をタービン翼部へ適用するための研究開発が我が国でも取り組まれているが、JAXAでは航空エンジン用として求められる過回転防止設計技術を開発するとともに、低圧タービン翼のフラッタ発生を予測し設計段階で回避するための予測解析技術の研究開発を進めている。

耐空性審査要領では、低圧軸破断などが発生しても過回転することなくタービンの回転を安全に停止させること（過回転防止設計）が求められている。JAXAでは、回転する動翼と静翼を干渉させてCMC動翼を破壊させ、空力トルクを抑制することで過回転防止機構を持たせる設計技術の開発を目指している。軽量のCMCブレード

では慣性モーメント低下により特に過回転しやすくなる傾向にあると考えられるが、CMCブレードの破壊現象を検証試験により把握し、破壊シミュレーションによって予測可能とすることを目指している。現在は図8に示すような鋼球打込み予備試験を行っており、最終的には、CMCタービンブレードの衝撃破壊試験により実証する計画である。

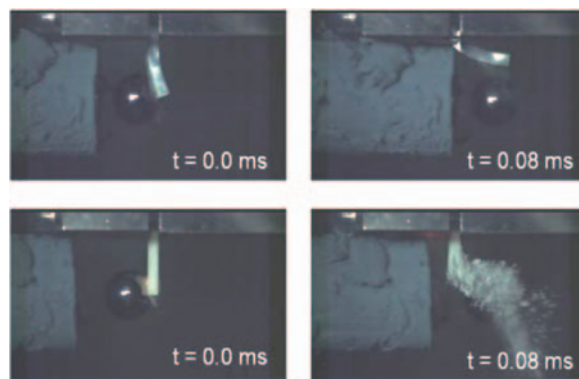


Fig. 8 High speed impact tests to study failure damage modes of a ductile material (in upper pictures) and a brittle material (in lower pictures) hit by a steel ball.

#### 2.5 コアエンジン技術の研究開発

高バイパス比エンジンでは動力源となるコアエンジンは反対に小型化され、なおかつ高出力な性能が求められる傾向にある。そのため作動条件の高温高压化による高出力化や熱効率向上と、要素効率の向上や低NOx性能とを併せ持つことが必要となる。JAXAでは、将来の高バイパス比エンジンについて上記の低圧系要素と両立するコアエンジンシステムの設計を試みるとともに、コアエンジン要素の性能向上技術の開発を進めている。小型エンジンでも中大型エンジンと同様なレベルの熱効率実現に必要な高負荷圧縮機や冷却タービン等の要素技術開発とともに、NOx排出をCAEP/6基準に対し75%低減の燃焼器、騒音1dB低減を推力損失1%以下で実現する騒音低減デバイスの実現をめざしつつ、要素技術とシステム設計とを整合すべく予備検討を進めている段階である。図9はコアエンジンシステムの予備設計例である。

JAXAでは大幅な低NOxを実現すべく、予混合2段燃焼器（図10）の研究開発を続けている。所謂リッチリーン型（RQL）燃焼器に比べ、希薄ステージ燃焼を2段階で制御することにより、NOx基準で定められている4つの作動条件（LTOサイクル）のいずれでも低NOxを実現可能としようとする方式である。同じく希薄燃焼方式の燃焼器を実用化したエンジンとして、米国GE社のGENxエンジンがあるが、JAXA方式は技術成熟度（TRL）がまだ低い段階にあるものの、NOx排出レベルはGENxを下回っていることがわかる（図11）。現在、高圧条件においても同レベルの低NOx性能を発揮すべく、改良設計と実証試験を進めている。

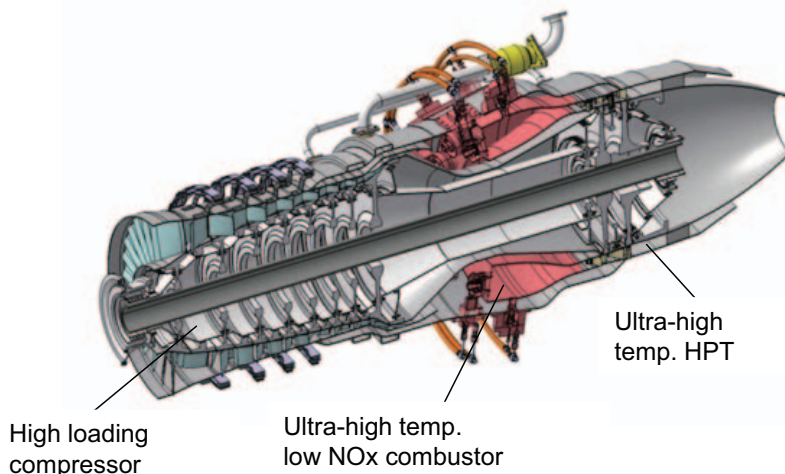


Fig. 9 JAXA's proposed highly efficient core engine.

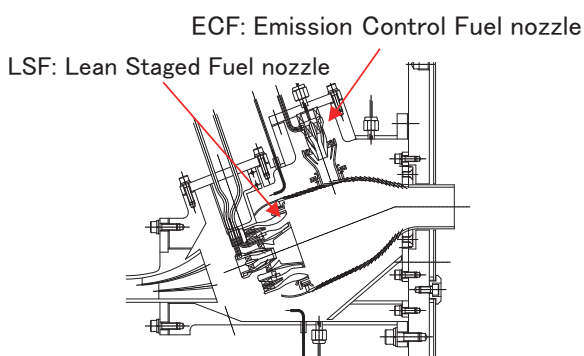


Fig.10 Schematic of ultra-high temperature low NOx emission combustor model.

式会社 IHI 殿との共同研究成果を含む)。現在はパイパス比 6 以上のスケールエンジンの排気ノズルに騒音低減デバイスを順次装着して放射騒音と推力の変化を計測すべく、屋内試験や屋外試験の準備を進めているところである (図13)。

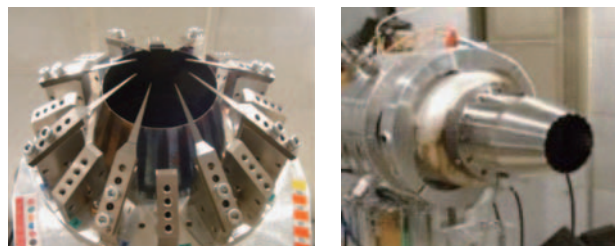


Fig.12 Noise reduction devices; left claw mixer and right notched nozzle\* used in small engine test.  
\*developed jointly by JAXA and IHI.

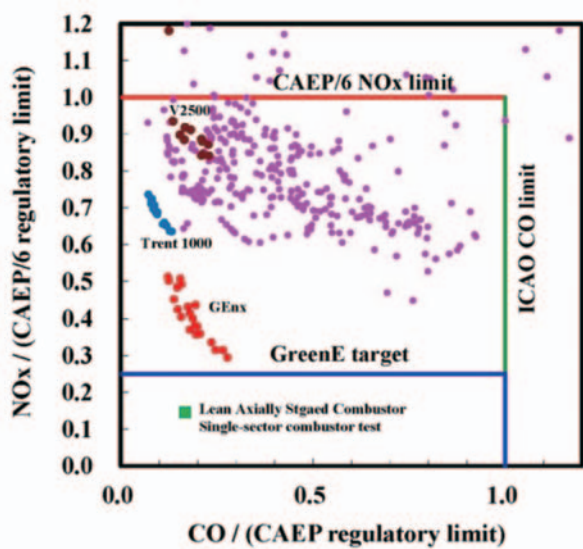


Fig.11 Emission data measured using a low NOx emission combustor model.

2.6 騒音低減技術の研究開発

騒音低減については、我が国独自の低騒音化技術を開発し、実証試験によって国際競争力をアピールすべく、騒音低減デバイス技術実証を進めている。図12はJAXAで研究開発に取り組んできたデバイスである (一部、株

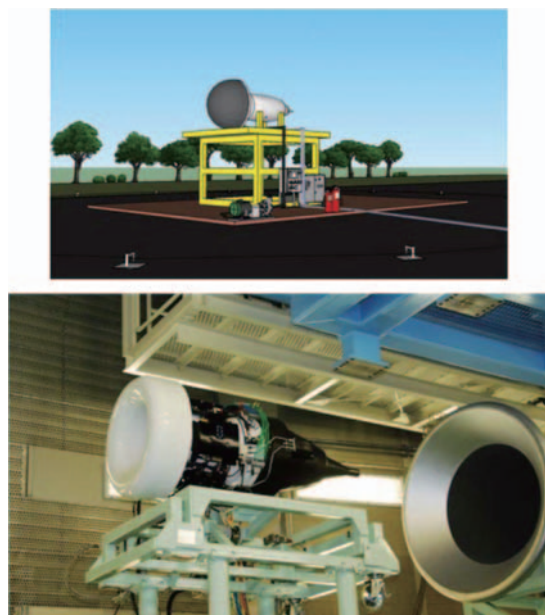


Fig.13 Demo engine tests to measure data of acoustic and thrust performances (upper : whole view of the field test, lower : demonstration engine at JAXA's test cell).

## 2.7 技術実証エンジンについて

我が国はV2500の国際共同開発以来、様々な民間エンジン開発に参画してきた実績を有し、民間企業の開発事業についても国内エンジン産業の規模についても今後がますます期待される場所である。しかしながら、中大型エンジンについて欧米3社の寡占状態は今後も続くものと予想され、国際共同開発において我が国の地位の向上を目指すには、技術競争力を一層強化し、国内外にアピールする必要がある。その1つのポイントとして、JAXAでは現在、国内でもエンジンシステムレベルで技術実証を行うことを可能とし、我が国の技術競争力を示す拠点とすべく、必要な整備予算を国に要求しているところである。文部科学省が発表した戦略的次世代航空機研究開発ビジョンでも、エンジンに関する優位技術やハイインパクト技術の開発に続いて、防衛省がP-1哨戒機用に開発した国産エンジンF7の有効活用を想定した地上実証の必要性が謳われており、JAXAとしてこれに応えるべく技術実証エンジン運転試験設備の改修計画を詳細化しているところである(図14、15)。

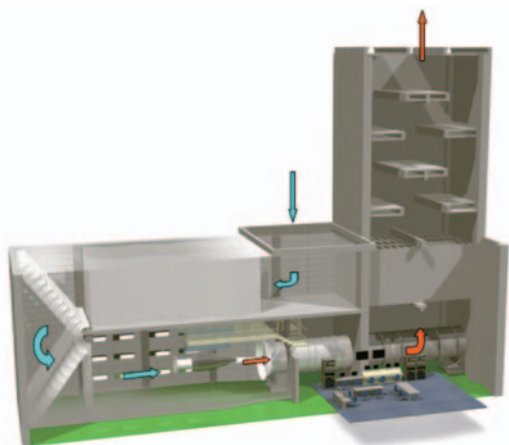


Fig.14 JAXA's sea level engine test facility (image).

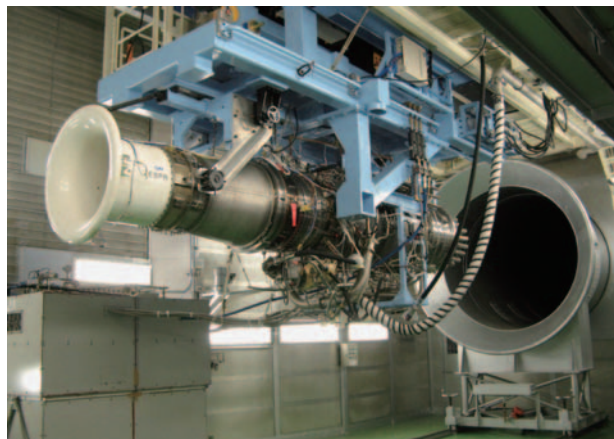


Fig.15 ESPR turbopan engine to demonstrate control technology installed in the sea level engine test facility.

## 3. まとめ

JAXAが実施中の低燃費エンジン技術の研究開発の概要について紹介した。我が国の戦略的次世代航空機研究開発ビジョンの実現に向けて、本研究開発による成果創出と将来に向けた更なる展開を鋭意進める所存である。

## 4. 謝辞

本研究開発を進めるにあたりご協力頂いている共同研究先のIHI殿、東京大学殿、筑波大学殿、金沢工業大学殿、他の方々に心より感謝の意を表します。また、JAXA航空技術部門のaFJRプロジェクトチーム、推進技術研究ユニット、構造・複合材技術研究ユニット、空力技術研究ユニットの各担当の方々のご尽力に感謝いたします。

## 5. 参考文献

- (1) 文部科学省, 戦略的次世代航空機研究開発ビジョン, 平成26年8月
- (2) 西澤敏雄, 北條正弘, JAXAにおけるエンジン軽量化技術の研究, 第51回飛行機シンポジウム講演集(2013)
- (3) 西澤敏雄, 石井達哉, 田口秀之, 民間航空機国産化研究開発プログラム(3), 第52回飛行機シンポジウム講演集(2014)

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## 環境負荷低減に向けた将来の民間機用エンジンの世界的動向について

坂井 栄治\*<sup>1</sup>  
SAKAI Eiji

キーワード：民間機用エンジン，環境負荷低減，騒音低減，窒素酸化物低減，二酸化炭素低減  
Civil Aircraft Engines, Environmental Load Reduction, Noise Reduction, NOx Reduction, CO<sub>2</sub> Reduction

### 1. はじめに

現在，航空輸送に伴う温室効果ガスの排出量は全体の約3%であるが，航空機市場の拡大に伴い，輸送量は2050年には3倍になると期待されている<sup>(1)</sup>。航空機の燃費が毎年2%ずつ改善されると仮定しても，グローバルな国際航空による排出ガスは2020年までに2005年と比較して70%多くなると推定されており，国際民間航空機関（International Civil Aviation Organization, ICAO）は2050年までに300%～700%に更に増加しうると予測している<sup>(2)</sup>。

このような状況のもと環境負荷低減に貢献し，拡大する市場を手中に収めるために，各国および各企業は民間機用エンジンの技術開発を進めている。本稿ではその動向について概要を紹介する。

### 2. 将来に向けた目標

米国航空宇宙局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）が掲げる目標を表1に，欧州航空宇宙研究審議委員会（Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, ACARE）の目標を表2に示した。

Table 1 NASA Subsonic Transport System Level Metrics <sup>(3)</sup>

TECHNOLOGY BENEFITS*	TECHNOLOGY GENERATIONS (Technology Readiness Level = 4-6)		
	N+1 (2015)	N+2 (2020**)	N+3 (2025)
Noise (cum margin rel. to Stage 4)	-32 dB	-42 dB	-52 dB
LTO NOx Emissions (rel. to CAEP 6)	-60%	-75%	-80%
Cruise NOx Emissions (rel. to 2005 best in class)	-55%	-70%	-80%
Aircraft Fuel/Energy Consumption <sup>†</sup> (rel. to 2005 best in class)	-33%	-50%	-60%

\* Projected benefits once technologies are matured and implemented by industry. Benefits vary by vehicle size and mission. N+1 and N+3 values are referenced to a 737-800 with CFN56-7B engines. N+2 values are referenced to a 777-200 with GE90 engines.  
\*\* ERA's time-phased approach includes advancing "long-pole" technologies to TRL 6 by 2015.  
† CO<sub>2</sub> emission benefits dependent on life-cycle CO<sub>2</sub>e per MJ for fuel and/or energy source used

原稿受付 2015年3月4日

\* 1 (株)IHI 航空宇宙事業本部 民間エンジン事業部 技術部  
〒196-8686 昭島市拝島町3975-18

Table 2 ACARE Objectives and Goals <sup>(4),(5)</sup>

	Vision 2020 Objectives*	Flightpath 2050 Goals*
Noise	-50%	-65%
NOx	-80%	-90%
CO <sub>2</sub>	-50%	-75%

これらの目標を過去の実績と共に図示したものが図1から図3である。

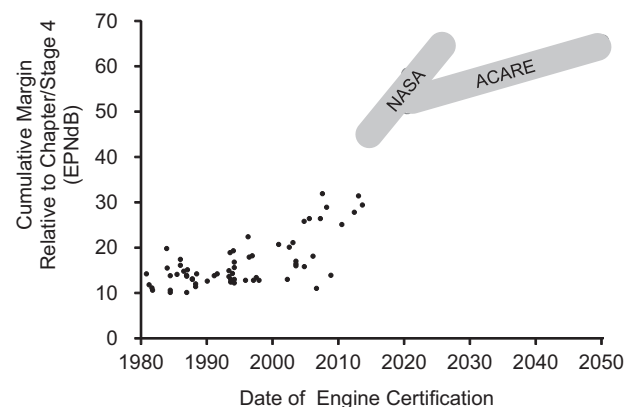


Fig. 1 Trends in Noise Reduction  
Source: TCDSN Jet aeroplanes <sup>(6)</sup>

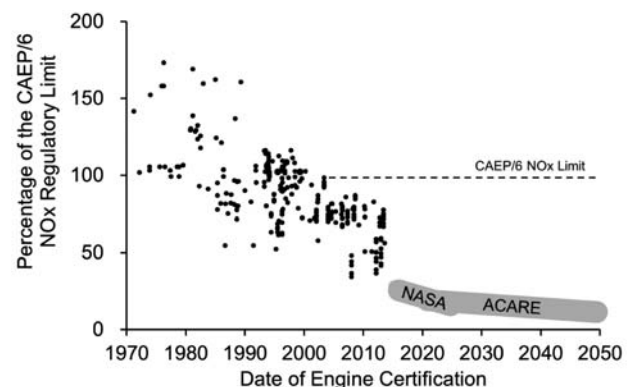
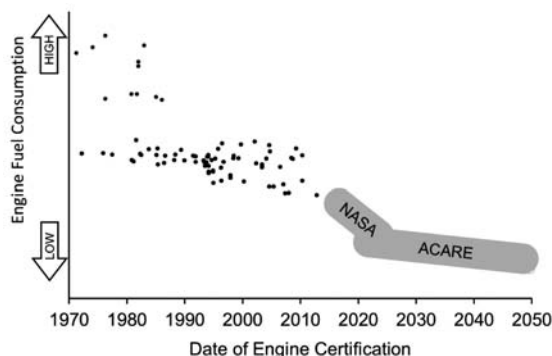


Fig. 2 Trends in NOx Reduction  
Source: ICAO Aircraft Engine Emissions Databank <sup>(7)</sup>

Fig. 3 Trends in Engine Fuel (CO<sub>2</sub>) Reduction

### 3. NASAの動向

2013年に公表された新たな戦略的ビジョン<sup>(8)</sup>に基づき、NASAの航空学研究ミッション部門は再構成され、次に示す三つのプログラムが設けられた<sup>(9)</sup>。

- ・ Advanced Air Vehicles Program
- ・ Integrated Aviation Systems Program
- ・ Airspace Operations and Safety Program

Advanced Air Vehicles Program (AAVP) は、航空輸送の拡大が加速することにより必要となる環境に優しい次世代の固定翼および垂直離陸航空機に組み込む科学技術や能力の調査、評価、開発に加えて、空の旅を画期的に改善することが期待できる遠い将来の革新的な構想を探っている<sup>(10)</sup>。

AAVPが取り組む技術的課題のうち、民間機用エンジンに関連するものは以下のとおりである。

#### 3.1 Advanced Air Transport Technology (AATT)

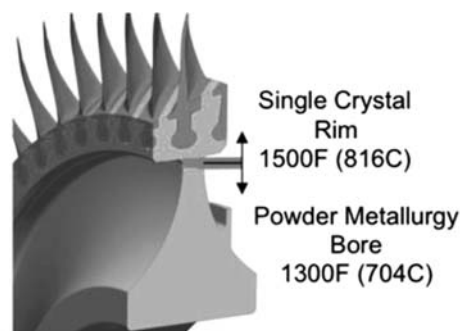
AATTの包括的目標は、固定翼機のエネルギー効率と環境適合性の大変革をもたらす科学技術と構想の探索と開発であり、航空工業とグローバルな輸送システムの継続的成長が進むなかで、環境への影響を削減するために不可欠なものとしている<sup>(11)</sup>。

##### 3.1.1 Low NO<sub>x</sub> Fuel-Flex Combustor

代替燃料に対応した燃焼器のNO<sub>x</sub>排出量を、重量、騒音および寿命への影響を最小限に抑えながら、CAEP6の規制値の2割に抑える<sup>(11)</sup>。代替燃料の燃焼について、噴射、混合、安定性に取り組む<sup>(3)</sup>。

##### 3.1.2 Compact High OPR Gas Generator

全体圧力比が50を超えるガスジェネレータに不可欠な小型化高圧圧縮機と高温ディスク/シールを、騒音および寿命への影響を最小限に抑えながら実現する<sup>(11)</sup>。高温部用部材としてリム部の温度が1500°F (816°C) クラスの単結晶と粉末冶金の複合ディスク (図4参照)、翼端/エンドウォールの空気力学として冷却/漏洩ロスの最小化や翼の小型化によるロスの最小化などに取り組む<sup>(3), (12)</sup>。

Fig. 4 Schematic of a hybrid disk section<sup>(12)</sup>

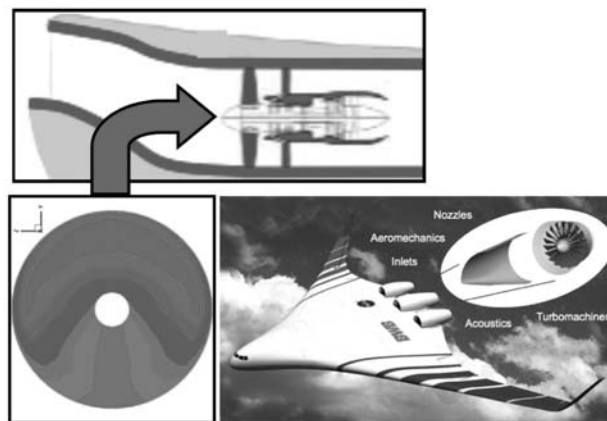
#### 3.1.3 Gas-Electric Propulsion Concept

民間輸送機向けの5-10MW級のハイブリッド推進システムについて実現可能な構想を確立する<sup>(11)</sup>。電気系統材料として低交流損出超伝導材や多機能構造統合電力システム、電装品として出力密度の高い超伝導モーターや非極低温モーター (図5参照) などに取り組む<sup>(3)</sup>。

Fig. 5 High Power Density, Non-cryogenic Motor<sup>(3)</sup>

#### 3.1.4 Integrated BLI (boundary-layer ingesting) System

エンジンを機体の後方に埋め込み、機体表面を流れる境界層の空気をエンジンが吸い込むようにすると空気抵抗が減り燃費が向上する可能性がある。一方、エンジン側では境界層吸い込みにより流入空気が乱れることから、効率やストールマージンの低下が起り得るので、輸送機全体としてエネルギー効率が向上するように機体とエンジンを統合する (図6参照)。革新的な機体形状やエ

Fig. 6 Integrated BLI System<sup>(3)</sup>

エンジンの取り付け方法、不安定で不均一な空気の流入に強いインレットとファンの統合設計などに取り組む<sup>(3),(12)</sup>。

### 3.2 Revolutionary Vertical Lift Technology (RVLT)

RVLTの狙いは、騒音を大幅に削減し安全性と燃料効率を劇的に改善するために、垂直上昇技術を活用し改善することである。次世代の垂直上昇システムは、人の輸送（図7参照）、貨物の輸送や配達、そして災害時の持続的かつ効果的な監視の領域において新たな市場を生み出す可能性があるとしている<sup>(13)</sup>。



Fig. 7 Conceptual view of LCTR2 (the NASA Large Civil Tiltrotor)<sup>(14)</sup>

このティルトローター機はヘリコプターモードで上昇後、飛行機モードに移行してある程度加速すると翼に揚力が発生するのでプロペラの所要出力は大幅に減少する。ホバリングから巡航への移行に伴いプロペラの回転数を減らせば騒音を低減することができるが、そのためには回転域の広いパワータービン（Variable Speed Power Turbine, VSPT）または変速装置が必要になる<sup>(14)</sup>。

#### 3.2.1 VSPT Technology Demo

VSPT技術によりエンジンが幅広い回転域で効率的に稼働することを実証する。

#### 3.2.2 Two Speed Drive System Demo

2段変速装置の動力損出が2%未満であることを実証する。

#### 3.2.3 Accuracy Improvements in CFD

ローターシステムに関する航空音響の予測と練成について重点的に取り組む。

## 4. 欧州の動向

欧州ではクリーンスカイ（Clean Sky）と呼ばれる航空研究計画が進められている。その使命は航空機や航空輸送の環境性能を著しく向上するために画期的技術を開発し、より騒音の小さい、より燃料効率の良い航空機をもたらすことである<sup>(15)</sup>。

表1に示した目標への取り組むために、数々の技術分

野が図8のとおり明示され、これらがクリーンスカイの技術構成要素となる<sup>(16)</sup>。

これらの技術構成要素はクリーンスカイでは次の6つの統合技術実証（Integrated Technology Demonstrators, ITD）に組み込まれ、各ITDの成果を評価するTechnology Evaluatorが設けられた<sup>(16)</sup>。（図9参照）

- ・ SMART Fixed Wing Aircraft
- ・ Green Regional Aircraft
- ・ Green Rotorcraft
- ・ Sustainable and Green Engines
- ・ Systems for Green Operations
- ・ Eco-Design



Fig. 8 From ACARE goals to Technology Domains<sup>(16)</sup>  
© Copyright Clean Sky



Fig. 9 From Technology Domains to Integrated Technology Demonstrators<sup>(16)</sup> © Copyright Clean Sky

これらITDのうち、民間機用エンジンに関連するSustainable and Green Engines (SAGE) ITDは、民間航空市場のすべてのセクター（リージョナル、狭胴、広胴の固定翼機および回転翼機）のエンジン技術の実証に力を注いでいる<sup>(17)</sup>。SAGE ITDには市場セクターとエンジンの形態または技術上の焦点で区別した、次の6つの実証プログラムと付随する試験および実証機がある<sup>(18)</sup>。

- ・ SAGE1: Open Rotor (技術をTRL 4/ TRL 5に進展)
- ・ SAGE2: Open Rotor
- ・ SAGE3: Large 3-shaft Turbofan
- ・ SAGE4: Geared Turbofan
- ・ SAGE5: Turboshaft
- ・ SAGE6: Lean Burn

クリーンスカイは2016年までに終了する予定だが、並行して2014年からクリーンスカイ2が始まっている。

クリーンスカイ2は、クリーンスカイによる進歩を基にしており、表3に示したエネルギー効率と環境性能を目指している。引き続きITDのメカニズムを使用するが、図10に示したとおり、これに革新的機体実証基盤 (Innovative Aircraft Demonstrator Platforms, IADPs) と横通し活動として、エコ設計 (ECO-Design) と小型輸送 (Small Air Transport) が加わる<sup>(19)</sup>。

Table 3 High Level Objectives for Clean Sky 2<sup>(19)</sup>

© CSJU 2014

	Clean Sky 2 as proposed*
CO <sub>2</sub> and Fuel Burn	-20% to -30% (2025 / 2035)
NO <sub>x</sub>	-20% to -40% (2025 / 2035)
Population exposed to noise / Noise footprint impact	Up to -75% (2035)

\* Baseline for these figures is best available performance in 2014

These figures represent the additionality of CS2 versus the 2014 Horizon 2020 Start Date and allow the full completion of the original ACARE 2020 goals (with a modest delay).

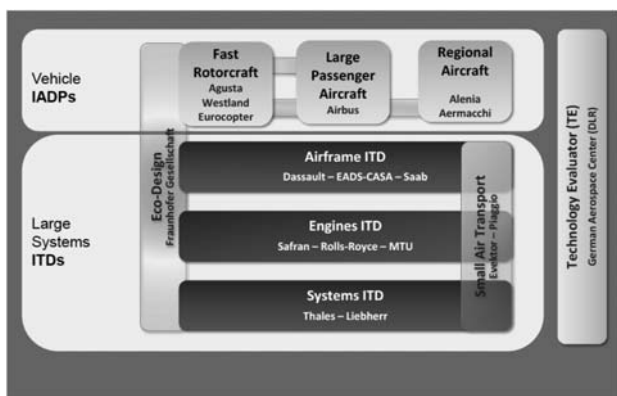


Fig. 10 The structure of the Clean Sky 2 Programme<sup>(19)</sup>

© CSJU 2014

これらの中で、民間機用エンジンに関連するEngines ITDの概要は以下のとおりである。

#### 4.1 Open Rotor Flight Test (2014年～2019年)<sup>(19)</sup>

SAGE 2 の成果を引き継ぎ、地上試験の後にエアバス社のA340型機に搭載した高空試験 (図11参照) を実施し、TRL 6 を実証する。当初のSAGE 2 実証エンジンを改修し、様々な改良や制御システムの更新、エンジン/機体のインテグレーションが必要になる。

#### 4.2 Ultra High Propulsive Efficiency (UHPE) demonstrator addressing Short / Medium Range aircraft market (2016年～2022年)<sup>(19)</sup>

超高バイパス比エンジンを可能にするために必要な、低圧モジュールやナセル技術 (例えば、先進低圧ファン、革新的なナセルモジュール、ギアボックス、可変ピッチ機構、高速動力タービン) を実証するために推進システム実証エンジンを設計、開発し、地上試験を実施する。地上試験用の実証エンジンには既存の高圧系を用いる。



Fig. 11 Full size Counter Rotating Open Rotor demo engine Flight Test Demonstration<sup>(19)</sup> © CSJU 2014

#### 4.3 Business aviation / Short range regional Turboprop Demonstrator (2014年～2019年)<sup>(19)</sup>

1,800から2,000馬力クラスの新たなターボプロップ実証エンジンを設計、開発し、地上試験を実施する。ベースラインであるツルボメカ社のターボシャフトエンジンARDIDEN3を、ターボプロップ向けに改良 (圧縮機、燃焼器、動力タービン) した後に、革新的ギアボックス、新空気吸引口および革新的のプロペラと統合する。

#### 4.4 Advanced Geared Engine Configuration (HPC and LPT technology demonstration) (2015年～2020年)<sup>(19)</sup>

CO<sub>2</sub>排出量、騒音およびエンジン重量の削減の、成功の鍵となる技術を実証するために、新たな実証エンジンを設計、開発し、地上試験を実施する。重要な要素は、効率の向上、冷却およびシール用空気の削減、革新的軽量耐熱材料、低圧タービンおよび排気騒音削減である。

#### 4.5 Very High Bypass Ratio Large Turbofan demonstrator (2014年～2019年)<sup>(19)</sup>

大型エンジンに適した主要技術を実証するために、エンジンを設計、開発し、地上試験および飛行試験を実施する。実証エンジンのコアガスジェネレータは既存エンジンのものを用いる。主要技術は、高出力超高バイパス比エンジン向けの低圧システムのインテグレーション (ファン、圧縮機、ギアボックス、低圧タービン、可変ノズル)、コアエンジンの最適化とインテグレーションおよび制御システムの最適化である。



#### 4.6 Very High Bypass Ratio Middle of Market Turbofan technology (2014年～2018年)<sup>(9)</sup>

エンジンシステム全体として導入するまでに成熟した実証済みのエンジンを実現するために、技術の開発と実証を実施する。研究と実証には、ファンの低速時の挙動とファン圧力比および構造技術、高速低圧タービンの空気力学および構造設計、アクセサリギアボックスとパワーギアボックスのシステムインテグレーション、エンジン全体のインテグレーションの最適化、圧縮機効率、制御および電力システム技術の開発が必要である。

#### 4.7 The Small Aero-Engine Demonstration<sup>(9)</sup>

軽量で燃料効率の良いディーゼルエンジンと将来性のあるハイブリットエンジン構造（ピストン／電気エンジン）に重点的に取り組む。

### 5. あとがき

民間機用エンジンの将来に向けた動向について、欧米の動向について紹介した。主要エンジンメーカーの売上高は米国が約5割、欧州が約4割を占めている<sup>(20)</sup>ので、欧米の動向で世界の動向をほぼ代表できると考えている。

本稿の参考文献は、すべてインターネットで閲覧可能なので、本稿が情報検索の一助になれば幸いである。

### 6. 参考文献

- (1) "Clean Sky 2: developing new generations of greener aircraft", European Union, [http://ec.europa.eu/research/press/jti/factsheet\\_cs2-web.pdf](http://ec.europa.eu/research/press/jti/factsheet_cs2-web.pdf) (参照2015-2-24)
- (2) "Reducing emissions from aviation", European Commission website, [http://ec.europa.eu/clima/policies/transport/aviation/index\\_en.htm](http://ec.europa.eu/clima/policies/transport/aviation/index_en.htm) (参照2015-2-24)
- (3) Rosario, R., Koudelka, J., Wahls, R., Madavan, N., "NASA Fixed Wing Project: Green Technologies for Future Aircraft Generations", AIAA SciTech 2014, <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140012552.pdf> (参照2015-2-24)
- (4) "ACARE Goals Progress Evaluation", European Commission website, [http://ec.europa.eu/research/transport/projects/items/agape\\_en.htm](http://ec.europa.eu/research/transport/projects/items/agape_en.htm) (参照2015-2-24)
- (5) "Protecting the environment and the energy supply", ACARE website, Home>SRIA>FlightPath 2050 Goals>Protecting (参照2015-2-24)
- (6) "TCDSN Jet aeroplanes (Issue 20 of 03/12/2014)", European Aviation Safety Agency website, <http://www.easa.europa.eu/document-library/noise-type-certificates-approved-noise-levels> (参照2015-2-24)
- (7) "ICAO Aircraft Engine Emissions Databank", Issue 21B, 2015, European Aviation Safety Agency website, <http://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank> (参照2015-2-24)
- (8) "NASA Announces New Strategic Vision for Aeronautics Research", RELEASE 13-246, 2013, NASA website, <http://www.nasa.gov/press/2013/august/nasa-announces-new-strategic-vision-for-aeronautics-research/> (参照2015-2-24)
- (9) "Aeronautics Research Mission Directorate Programs", NASA website, <http://www.aeronautics.nasa.gov/programs.htm> (参照2015-2-24)
- (10) "Advanced Air Vehicles Program", NASA website, <http://www.aeronautics.nasa.gov/programs-aavp.htm> (参照2015-2-24)
- (11) "Advanced Air Transport Technology (AATT) Project", NASA website, <http://www.aeronautics.nasa.gov/aavp/aatt/index.html> (参照2015-2-24)
- (12) Hathaway, M., Rosario, R., Madavan, N., "NASA Fixed Wing Project Propulsion Research and Technology Development Activities to Reduce Thrust Specific Energy Consumption", NASA/TM-2013-216548 <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140008324> (参照2015-3-2)
- (13) "Revolutionary Vertical Lift Technology (RVLT)", NASA website, <http://www.aeronautics.nasa.gov/aavp/rvlt/index.html> (参照2015-2-24)
- (14) Snyder, C., "Defining Gas Turbine Engine Performance Requirements for the Large Civil TiltRotor (LCTR2)", NASA/TM-2013-218101, <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140005753> (参照2015-3-2)
- (15) "About us", Clean Sky website, © Clean Sky, <http://www.cleansky.eu/content/homepage/about-us> (参照2015-2-24)
- (16) "Mission & Objectives", Clean Sky website, © Clean Sky <http://www.cleansky.eu/content/article/mission-objectives> (参照2015-2-25)
- (17) "SAGE - Sustainable and Green Engines", Clean Sky website, © Clean Sky, <http://www.cleansky.eu/content/page/sage-sustainable-and-green-engines> (参照2015-2-25)
- (18) "SAGE Demonstrators", Clean Sky website, © Clean Sky, <http://www.cleansky.eu/content/page/sage-demonstrators> (参照2015-2-25)
- (19) Clean Sky 2 Joint Undertaking Amendment nr.1 to Work Plan 2014-2015 Version 5, November 2014, © CSJU 2014 [http://ec.europa.eu/research/participants/portal/doc/call/h2020/h2020-cs2-cfp01-2014-01/1640119-cs2\\_work-plan\\_v5\\_2014-2015\\_en.pdf](http://ec.europa.eu/research/participants/portal/doc/call/h2020/h2020-cs2-cfp01-2014-01/1640119-cs2_work-plan_v5_2014-2015_en.pdf) (参照2015-2-25)
- (20) "航空宇宙産業データベース", 平成26年7月, p. 21, 一般社団法人日本航空宇宙工業会, [http://www.sjac.or.jp/common/pdf/toukei/7\\_database\\_H26.7.pdf](http://www.sjac.or.jp/common/pdf/toukei/7_database_H26.7.pdf) (参照2015-2-25)

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## 航空機エンジン電動化の最新研究状況

岡井 敬一\*<sup>1</sup>  
OKAI Keiichi渡辺 紀徳\*<sup>1</sup>  
WATANABE Toshinori

キーワード：電動航空機，電動ハイブリッド推進系，超電導モータ，分散推進系

Electric Aircraft, Hybrid electric propulsion, Superconducting motor, Distributed propulsion

## 1. 緒言

2014年末には、水素を燃料とした燃料電池自動車 Toyota自動車から発売され、これまで加速しつつあった地上輸送機器の環境適合性向上のための電動化の推進に加え、水素インフラの加速が大きく期待されている。

航空機においても、信頼性の確保・重量の制約などを踏まえながら長期的な視点にたつて航空機の飛躍的な環境適合性向上・燃料消費の低減に向けた検討が進められている。こうした検討がなされる背景に、CO<sub>2</sub>排出量低減に向けた目標設定がある。国際線を運航する事業者団体である国際航空運送協会（IATA）の技術ロードマップ<sup>(1)</sup>では、2050年までに2005年比で50%以上のCO<sub>2</sub>排出量削減を目標としている。航空機の電動化や、航空エンジンの電動化は、目標達成に向けた革新技術に含まれる。

本稿では、長期的観点にたつた環境適合性の飛躍的な向上に資するものとして現在活発に検討されている航空エンジン電動化について、現状の検討状況を概観として示す。なお、本文中で、主として超電導に関連した極低温燃料として水素を取り上げるが、航空用の代替燃料に関する事項は、藤原・岡井<sup>(2)</sup>を参照されたい。

## 2. 電動推進技術検討の必要性の背景

前述のIATAロードマップにおいては、2050年のCO<sub>2</sub>排出量低減目標の達成のためには、代替燃料（低炭素燃料ならびにバイオ燃料等によるカーボンニュートラルの視点にたつた低炭素化）と革新技術の導入が必要と示唆されている。

同じように、長期的視点に立つた環境目標例があり、とりわけ本稿と関係する2例について紹介する。

NASAのFundamental Aeronautics Program (FAP)<sup>(3)</sup>においては、3つの世代にわたり目標値を定めている。N+1, N+2, N+3でそれぞれ、技術成熟度指針Technology Readiness Level (TRL) が4-6に2015年, 2020年, 2025年に至ることが想定されている。また、Boeingが取り組むSubsonic Ultra Green Aircraft

Research (SUGAR) 研究においては、N+3よりも意欲的な技術取り組みを見込んでN+4という世代を設定している<sup>(4)</sup>。表1に、これらの目標値を示す。

NASAのプロジェクトにおいては、目標値に合わせて複数の機関が機体・ミッション・技術を設定し構想をまとめている。電動化に関する視点は、BoeingのSUGAR<sup>(4),(5)</sup>で重点的に取り上げられている。NASA自身が、参照機体としてN+3をターゲットとしつつ野心的な技術レベル設定を与えたN3-X機体を定義し検討している<sup>(6)</sup>。これは、後述するようにターボシャフト発電機を機体の両翼端に備え、多数の分散電動ファンを胴体上面に配置したものである。

また、表2に目標値を示している欧州のFlightpath2050<sup>(7)</sup>に応じた概念の提示としては、主として電動化に関するものである。

EADS（現エアバス）は、2011年のパリエアショーの時期に合わせて、VoltAirという機体コンセプトを提示<sup>(8)</sup>した。これは、液体窒素温度で超電導ケーブル、超電導モータ推進器を備えたコンセプト機体であり、推進器は

Table 1 NASA subsonic transport system level metrics <sup>(4)</sup>.

TECHNOLOGY BENEFITS	TECHNOLOGY GENERATIONS	
	N+3 (2025)	N+4
Noise (cum margin rel. to Stage 4)	-71dB	Better than -71dB
LTO NOx Emissions (rel. to CAEP 6)	-80%	Better than -80%
Cruise NOx Emissions (rel. to 2005 best in class)	-80%	Better than -80%
Cruise Fuel/Energy Consumption (rel. to 2005 best in class)	-60%	Better than -60%

N+3 values are referenced to a 737-800 with CFM56-7B engines.

Table 2 Flightpath 2050 goal <sup>(7)</sup>.

Flightpath 2050 target	
CO <sub>2</sub> emission per passenger kilometer (rel. to Year 2000 level)	-75%
NOx emission (rel. to Year 2000 level)	-90%
Aircraft noise level (rel. to Year 2000 level)	-65%

原稿受付 2015年3月17日

\* 1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻  
〒113-8656 文京区本郷7-3-1

後述するPropulsive Fuselageのように胴体後端に備えられている。この概念の詳細は明らかになっていないが、超電導利用に関する概念検討がこの機体を基点としてなされているものと思われる。ついで2013年のパリエアショーの時期に、E-Thrustの概念が現エアバスによって提示された<sup>(9)</sup>。これは、機体設定自体はN3-Xに構成は類似しているが、胴体後方上面に発電用ターボジェネレータが搭載され、機体胴体中央下部に二次電池が搭載されている。ターボ発電機と二次電池の出力によりミッションにしたがって主翼根上部に備え付けられた複数の電動ファンにより推進される。

N3-XもE-Thrustも、ターボ発電機で発電し電動ファンが推進を担うという意味でコア分離ファンエンジンである。JAXAでは、コア分離電動ファン概念<sup>(10)</sup>とファンを駆動するモータ概念<sup>(11)</sup>を提示し、それらが搭載される参照機体も合わせて提示して検討を進めている<sup>(12)</sup>。

Boeing検討のSUGARにおけるhFan<sup>(5)</sup>は、動力の一部を抽出し二次電池に蓄え、巡航中に二次電池のみまたはタービン動力と併用してファンを駆動する概念を検討している。BoeingがN+4世代を対象として、高温型燃料電池とガスタービンを複合させ、燃料電池の発電により別置のファンを駆動させるとしている<sup>(4)</sup>。

これらはいずれも、表1や表2に示す、非常に高い環境適合性要求を叶えるために積み上げた検討の例である。

以上のように、旅客機に適用する電動化されたエンジンの現段階に検討されているシステムは、未成熟技術を含み比較的長期的な技術ステップアップを要する。

以下次章からは、長期的視点にたった旅客機規模のエンジン電動化の研究状況について述べる。

### 3. 旅客機用エンジン電動化の取り組み

#### 3.1 モータアシストファン・分離アシストファン

旅客機の動力を電力で賄うこと、その割合を増大させることは各分野で行われているが、図1のように、APUや主電源（現在はジェットエンジンからの抽出力）、推力アシスト、主推力では、動力レベルに差があり出力レベルが小さいものから規模と難度が増大する。

図2に、電力生成・蓄電とエンジンにおける消費に関する系統概略を示す。EMSはEnergy Management Systemのことであり、エネルギー変換器全般・伝送系を含み蓄電デバイスも入る。発電箇所消費する場合(a)と、生成した電力を分配するケース(b)がある。

ターボファンエンジンを推力源としながらその軸出力を電動モータでアシストしようという提案がなされており、最近のものは、先述のhFanである<sup>(5)</sup>（図2では(a)に相当）。これは、離陸上昇時に二次電池に充電し、巡航時に一部または全部の動力を蓄電池供給電力によりターボファンの軸に直結したモータで低圧軸を回転させ、巡航時のCO<sub>2</sub>排出量を大きく低減させようとするものである。モータの比出力を高めることも重要であるが、最も

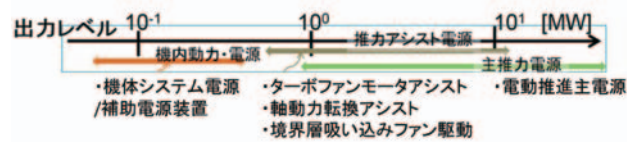


Fig. 1 Power level requirements.

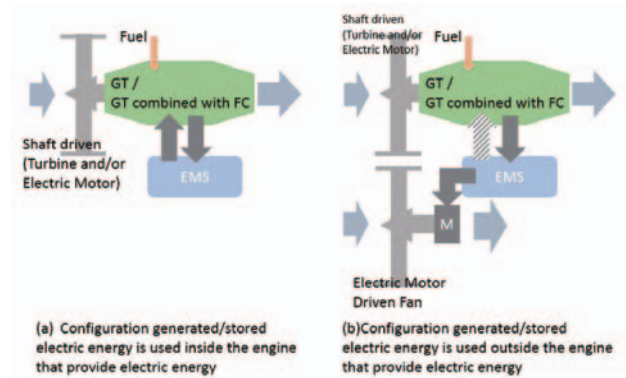


Fig. 2 Energy transmission/storage measures.

重要な課題として、二次電池のエネルギー密度向上と信頼性の確保が掲げられている。この検討では、二次電池のエネルギー密度として、検討に750Wh/kg、望ましい値として1000Wh/kgが掲げられている。

この一連の報告では、予想される通り、二次電池容量を増大させるほど燃料消費（CO<sub>2</sub>排出量）が低減し、逆にガスタービン燃料量を相対的に増大させるほど航続距離が増大する。

モータによるアシストとしては、多変数最適化制御の一環として、電力分配による低圧軸アシストを、ターボファンの低圧軸にモータを加えることで行う検討も行われている<sup>(13)</sup>。

このように、モータアシストという観点であれば、アシスト動力の割合設定如何で、現在のモータ技術の応用で適用することが可能である。

後述する、Boeingによる、ターボファンエンジン中に搭載するSOFC（固体酸化物型燃料電池）による発電で、胴体後方の境界層吸い込みファンを駆動する形態も、広義のアシストファンとみることが出来る（図2の(b)に相当）。

#### 3.2 コア分離ファンの機体・エンジン構成

前節で述べたモータアシストは、従来の機体構成およびターボファンエンジン構成に最小限の変更をすることで実現できそうである。性能向上の程度は限定的であるが、求める性能の見通しも現状の知見で得ることが出来る。一方で、コア分離ファンエンジンにおいては、従来の設計指針の範囲を超える変更となるため、リスクに見合う大きなゲインが求められ、信頼性確保も必要である。

コア分離ファンについては、コアエンジンはファンを駆動する動力を伝達出来ればよく、ギアドライブターボファンエンジンのような機械式伝達、空気伝達と電力伝

達がある。コア分離ファンエンジンの発想上の目的は、有効バイパス比を大きくすることである。この場合、現状使われている航空機のように、Tube&Wing式の機体の主翼に大口径のファンを懸垂する形式はあまり想定されていないようである。

大きくは、①Tube&Wing機体の胴体後部に結合されたアフターファン形式Propulsive fuselage<sup>(4)</sup>、②次世代亜音速機の機体設計概念として検討される翼胴を一体的に設計するBlended Wing Body (BWB, Hybrid Wing Body (HWB) とも) 機体後方に、大きなファンが境界層影響を排除するダイバータ付で設置<sup>(5)</sup>、③BWB機体や類似の翼胴機体の後方に、大型ファンもしくは中程度の分散ファンとして機体半埋め込み形状で設置<sup>(6),(16)</sup>、の3通りである。①と③では、胴体面上に発達する境界層を吸い込むことで機体抵抗を低減し、エンジンそのものの必要動力を低減させることを期待している。一方で、境界層吸い込みの効果を機体・エンジンの連成で求めることは、全ての飛行プロファイルで期待することや効果の程度で未知数でもあるため、②のように、予め境界層の効果を取り込まないものもある。②にくらべ、①③では、ファンのむき出し部の前面投影面積を減じる効果もあり、半埋め込み式エンジンの効果に関する基礎的検討は活発に行われているところである<sup>(7)</sup>。一方で、境界層を吸い込むファンは、大きなディストーションを飛行プロファイル全般にわたってこうむることになるため、ディストーション耐性の高いファン設計に関する検討も最近活発に行われているところである。

このように、コア分離ファンエンジン（1つまたは複数のギアドライバターボファンもこのタイプに入れる）では、BWB機体のような非従来型形状の機体設計と相乗効果を持たせるために、コア分離電動ファンでしかも少数の大型コアエンジン（発電機）に多数個の電動ファンの組み合わせを検討することが多い。こうした検討で、コアエンジンより多い個数のファンを配置することの利点として、以下のようなものが想定されている<sup>(6)</sup>：

- ・コアの集約と推進器の分散配置
- ・信頼性の向上（多数のファン・モータによる冗長化）
- ・姿勢制御・推力方向制御の適用
- ・ファンの半埋め込み配置による抵抗低減
- ・ファンの上面設置・半埋め込み配置による騒音遮蔽

分散ファンの従来の直結ファンエンジンとの異同を把握するために簡単なサイジングに関する評価を行う。図3には、バイパス比に対するファン圧力比の変化例をプロットしている。バイパス比の増大のイメージを示すために、ハブの存在を無視し、ファンの全面面積はバイパス比に比例すると仮定した場合の直径の変化を示している。バイパス比が小さい場合にはハブの影響は無視できないが、バイパス比10を超える場合は大きく誤らない。ファン径は、GE-90に相当する情報を基準として描いている。これは、一つのファンが径を大きくした場

合の変化である。バイパス比30に相当するエンジンを単一のファンで実現するのは全面面積が大きくなりすぎるのがわかる。ファンを同一面積の複数のファンに分散すると、一つあたりのファン径が小さくなる。HWB機では、ファンの突出しによる抵抗の低減と、先述のように機体翼胴上面への埋め込み配置による境界層吸い込み（必要推進動力低減）効果が期待される。ファン断面の下部一定割合を機体に埋め込み、さらに機体上面に発達する境界層を吸い込む適切なファン高さ（直径）である必要がある。このような目的の下では、図3に示したように、分割数8、16などとした場合に埋め込み深さ、境界層厚みと比較してファン径を選ぶことになる。参考に、N3-X機体の検討の一例で示された分散数14とした場合のファン径を■で示す<sup>(8)</sup>。種類の設計で示されたファン圧力比を●で示す<sup>(9)</sup>。個々のファン径が分割により小さくなり、チップ周速（回転数）等に合わせて圧力比が定まる。

有効バイパス比の設定、ファン径の大きさの程度などは想定する機体や基準となるエンジンにもよる。著者らが検討した推進系簡易推算の過去の例では、V2500規模のエンジンを基準として検討しており、その場合の分散ファンのバイパス比検討では、バイパス比20相当だと大きくなりすぎ、バイパス比10相当の総面積を8つの分散ファンに分散化している<sup>(12)</sup>。

エンジンの電動化にあたっては、各要素の高効率・大出力と軽量化の両立が困難なことが主要な技術課題として挙げられる。この課題を解決するために、JAXAでは、東京大学・日本大学と共同で図4に示すようなコア分離ファンエンジンシステムのシステム提案と要素評価・検討が行われている（図2(b)に相当）。同図には参照機体イメージも示している。分散電動ファンは後述の外周駆動ファンであり、コアエンジンは、高温型燃料電池

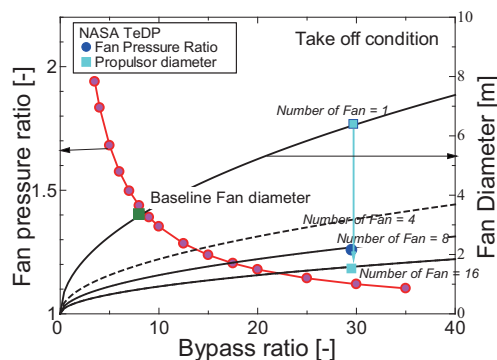


Fig. 3 Relation between fan diameter and effective bypass ratio.



Fig. 4 Hybrid propulsion system and reference vehicle.

SOFC（固体酸化物型燃料電池）とガスタービンの複合型で発電機として動力の大半を吸収する。モータとコアエンジンについては、他機関提案と合わせて次章で述べる。

表3に、代表的な各機関の提案概念を示す。

Table 3 Comparison of aircraft propulsion concepts.

	NASA N3-X Turboelectric Distributed Propulsion (TeDP)	Boeing SUGAR Phase-II (LNG+FC/GT+BLI)	JAXA Emission-Free Aircraft	Airbus/Rolls Royce E-Thrust
Airframe	BWB	Tube & Wing (with BLI fan)	BWB	Tube & Wing
Propulsion system	<ul style="list-style-type: none"> <li>Turbo-shaft generator</li> <li>Superconducting electric motor to drive fans</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Turbofan propulsion</li> <li>Superconducting electric motor to drive BLI fans</li> <li>SOFC combined turbofan engine</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Tip-drive motor driven fan</li> <li>SOFC/GT generator</li> <li>Multi-fuel capability</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Turbo-shaft generator</li> <li>Superconducting electric motor to drive fans</li> </ul>
特徴	<ul style="list-style-type: none"> <li>Superconductivity with LH2 or Cryocooler</li> <li>Wing-tip mounted generator</li> <li>Superconducting electric motor driven fan</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>BLI fan separately located</li> <li>Power for BLI fan supplied from SOFC</li> <li>CH<sub>4</sub> used as superconducting medium</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Tip-drive motor concept</li> <li>SOFC/GT generator</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Energy intermediate storage</li> <li>Superconducting electric motor driven fan</li> <li>superconducting medium is not specified</li> </ul>

例示した中で最も詳細に検討が進められているのはNASAによるN3-X機体<sup>(6)</sup>である（図2(a)相当）。翼端部に左右2機のターボシャフト発電機を備え、記事にもよるが14-15基程度の分散ファンを設置している。境界層吸い込み効果を機体するため、翼胴機体の胴体上面に左右方向隙間なくファンが配置されている。後述するように、発電機、インバータ等電力変換装置、送電部、モータに、意欲的に大きな出力密度を想定した超電導線・機構と冷却機構を設けているのが特徴である。Boeingでは、hFanの電動アシスト検討<sup>(5)</sup>がなされている（図2(a)相当）、その次の世代のN+4として表にあるように境界層吸い込みファン駆動用に燃料電池ガスタービンハイブリッド推進器（図2(b)相当）が検討された<sup>(4)</sup>。N3-Xのように、超電導モータを用い、高性能二次電池による蓄電を特徴とした参照機体が、E-Thrust（図2(b)相当）である<sup>(9)</sup>。

### 3.3 コア分離ファンにおけるモータ技術

General Aviation (GA) クラスの小型機推進電動化技術においては、永久磁石型同期モータの技術発展が大きく寄与している。自動車の先進技術と親和性のあるこのクラスのモータ技術においては、今後当面の高度化にあたっては、回転高速化が担うことが想定されている。

一方で、旅客機用エンジンの電動化に当たっては、モータの高効率化・高比出力化を回転数の増大に求めると、減速ギアを設置することとなり、この重量と信頼性、メンテナンス性に課題がある<sup>(9)</sup>。電動化の寄与するメンテナンス性の向上の視点では、減速ギアに立脚した高性能化はあまり利するところがなさそうである。こうした観点からは、電流密度の増大、損失の低減、コアレス化、鉄系の重量物の低減、磁束密度の増大といった、高回転化以外の視点での高比出力化が必要となる。こうした背景から、旅客機規模のファンを駆動させる場合には、外

周駆動モータのような異形モータの提案と、極低温媒体または冷凍機を用いた超電導モータ等の利用の視点で研究がなされている。これらの一方または、両方の航空機としての成立性・有効性を踏まえた解が見出されることが期待される。以下、これら検討状況について概説する。

現在著者らが検討のベースラインとしているモータ形式は、外周駆動形式であり、軽量化と鉄心による各種制約と損失を低減するために空芯とし、時間的に大きく変化する大電流を印加するものである<sup>(2)</sup>。また、エネルギー回収のためのキャパシタと励磁コイルを組み合わせた構成も設けている。こうした外周駆動モータについてはいくつかの提案があり、たとえばNASAは磁気浮上による軸受潤滑負荷低減を狙った外周駆動モータ<sup>(2)</sup>と、従来型モータの着手法による外周駆動モータ<sup>(3)</sup>を提案しており、Sandia国立研究所も独自の外周駆動モータの提案を行っている<sup>(2)</sup>。

比出力向上のために、NASA等は水素超電導によるモータ技術を提案し検討している<sup>(6)</sup>。超電導モータの適用により、高効率の確保とモータ部の軽量化が図られる可能性が高いが、モータ部での超電導媒体の水素管理と安全性信頼性の管理が課題である。机上の検討では、軽量高効率の冷凍機が実現可能であるとされている<sup>(23)</sup>。超電導を利用することを想定した機関では、NASA N3-Xは液体水素または冷凍機<sup>(6)</sup>、Airbus E-Thrustが特定せずになんらかの極低温流体または冷凍機を用いた超電導軸力モータ<sup>(9)</sup>としている。Boeingの検討では、将来技術としてメタン燃料による高温超電導の適用を想定している<sup>(4)</sup>。

超電導モータであれば、設計の仕方によって損失をほとんどゼロにすることが出来る一方で、貯蓄器からの極低温流体の供給は、極低温流体の配管系統の設置・断熱・周囲空気の液化・(可燃性流体の場合)リークによる発火の危険などを伴う。超電導モータが超電導性を維持することが重要であるが、安全上の評価に関する研究が重要である<sup>(25)</sup>。外周駆動モータ等の軽量モータ概念では、損失低減・排熱の処理(冷却)が課題となる。これらの概念でも、極低温流体の利用(超電導・冷却)を妨げるものでなく<sup>(10)</sup>、システム構成上の比出力・性能・信頼性の確保を踏まえた最適な設計がなされるべきである。

こうした視点は、極低温流体を用いる場合、機内での配置も非常に重要である。N3-Xにおいては、HWB機体の両翼端に発電用ターボシャフトエンジン、胴体上面に推進用ファンが設置される。こうした場合、燃料・極低温流体(燃料として用いる場合もある)のタンク・輸送路ならびに電線の配置と長さは機体全体の設計の中で重要な位置を占める。例えば、Smith<sup>(26)</sup>や図4の機体では、燃料と発電機・ファンの位置が近接している。

### 3.4 コア分離ファンにおけるコアエンジン技術

コアエンジンについては、ガスタービンによる発電と、SOFC-GTの発電が提案されている。NASA N3-Xは

ガスタービンの発電であるが、燃料はジェット燃料と使い、電送ラインに超電導、インバータに極低温燃料冷却を適用するとしている<sup>48</sup>。E-Thrustも類似のコアエンジンを設けている。E-Thrustの特徴は、ガスタービン発電した電力を、大きな蓄電池に貯蔵し、供給することである<sup>9</sup>。このようなバッテリーへの蓄電を用いる方式は、先述のSUGARにおけるhFanでも想定している<sup>5</sup>。E-Thrustでも、hFanでも大きな蓄電池を用いることで、その実現のためには750Wh/kg乃至1000Wh/kgのエネルギー密度が必要であるとしている。

コアの発電機の効率という観点であれば、高温型燃料電池とガスタービンのハイブリッド発電の方が高い効率を望むことが出来る。燃料電池とガスタービンのハイブリッド発電を基盤的な観点から比較したものが、Rothらによる検討である<sup>27</sup>。ここでは、燃料改質をし、生成される合成燃料を分離し、H<sub>2</sub>を燃料電池で消費し、COを燃焼器での燃料として用いるとしている。水素はCO<sub>2</sub>ゼロエミッションであり、質量あたりのエネルギーが大きいという点で好ましいが、一方でタンク容積がかさむ傾向がある。こうした観点から、Raoらは、水素、ジェット燃料のデュアル燃料の搭載について検討している<sup>28</sup>。この検討は燃焼器の2段階にわたらせるものである。著者らの検討においては、機体搭載性も踏まえ、SOFC/GTに対して、水素単独使用と、水素/ジェット燃料適用などを検討している。なお、SOFCは燃料に硫黄分が含まれると好ましくない<sup>29</sup>ことから、ジェット燃料を用いる場合には機上で取り除く、上段を燃料電池、後段を燃焼器とし後段でのみ用いる、硫黄分を含まないバイオ燃料・合成燃料を用いるなどの対策が必要である。

N3-Xにおいても、水素利用という観点で見れば2燃料方式と言える（利用後の水素燃料を燃焼器で燃焼させるとしている<sup>48</sup>）。SOFCでは、直接改質の可能性・合成ガス適用など燃料の適用範囲が広いが当然H<sub>2</sub>単体燃料で用いることも出来、著者らの検討では水素を用いることを前提としている。ガスタービン燃焼器に用いる燃料としては、水素を用いる場合とジェット燃料を用いる場合（あるいはメタンなど水素と異なる燃料）もある。SOFC-GTのハイブリッド発電機では、SOFCの運転状態の安定化と、発電量分配が最も重要<sup>12</sup>である。SOFCの比出力としては、5 kW/kg程度を目標としている。

3-2で記したBoeingの例では、ターボファンエンジンにより推力を得、エンジン内の圧縮機と燃焼器の間に配置されるSOFCから得られる電力は、機体尾部に設置される境界層吸い込みファンを駆動する際に消費される<sup>4</sup>。もう一例は、SOFC-GTハイブリッドによるファン駆動力のモータアシストであり、この場合、ガスタービンは推進用ジェットエンジンとして動作しており、燃料電池はガスタービン燃焼器と並置されており、ガスタービン燃焼器の後流で両者の混合を行うとしている<sup>29</sup>。

これらのように、コアと電動ファンにはいくつかの提

案と組み合わせがありシステム全体要件で決定される。

### 3.5 システム検討にあわせて必要となる要素技術

以上外観したように、2章で示した背景に従った電動推進による提案がなされ検討が活発化した段階である。

電動推進の要素技術の代表的なものを以下に示す。

- ・高温型燃料電池・ガスタービンハイブリッド技術：発電用に開発が進められている技術がある<sup>30</sup>が、航空用途のために、環境負荷変動への対応・出力密度の向上について独自の視点が必要である。
  - ・高速スイッチング技術：モータドライブの高度化に向けた技術開発が必要である。
  - ・超電導技術：MgB<sub>2</sub>を用いた技術を含め、日本の技術蓄積は世界有数である。信頼性を確保した上で適用先を定めることが必要である。
  - ・高性能コアエンジン技術：本稿では詳細について触れていないが、コア分離ファンエンジンでは、ファン駆動モータとともに、発電用コアエンジンの飛躍的な高度化が図られる必要がある。ただし、多数個のファンを駆動するコアは、相対的に大きなサイズとすることが想定され、設計要件そのものが変わること留意すべきである。
  - ・デイスティーション耐性の高いファン：低圧系のファン設計技術についても、日本の技術レベルは高い。今後の新しい設計要件を満たす軽量ファン技術が望まれる。
  - ・送配電・グリッド化技術：More Electric Aircraft (MEA) の視点から始まり電動化度が向上すると、航空機は生産消費を兼ねたグリッドシステムといえる。こうした視点におけるシステム設計技術が望まれる。
  - ・蓄電デバイス：旅客機の推進用として、二次電池からの供給のみで推進を行うことが最適な仕様があるかは現時点では見通すことは難しい。多様な用途での逐電デバイスの高度化が重要である。
- 以上のように、我が国の強みとする技術が多いことがわかる。

## 4. まとめ

本稿では、航空機エンジンの電動化について、背景を含めて現状の取り組みを概観した。

長期的な取り組みが必要な課題ではあるが、航空機・エンジン概念が大きく変わる可能性を有している。また、要素技術として重要な事項は、すでにわが国で先進技術として実用化されているものも多い。

エンジン電動化は、従来の認識からは異分野とみられる分野間の連携が不可欠であり、システムの視点での課題構築と分野横断的な研究開発の促進を通じて我が国のエンジン技術の新たな強みとなることが改めて望まれる。

## 5. 引用文献

- (1) IATA Technology Roadmap, 2008.
- (2) 藤原仁志, 岡井敬一, 航空分野における地球温暖化対策

- への取り組み, 日本ガスタービン学会誌Vol. 43, No. 2, 2015. 3.
- (3) Ashcraft, S. W., Pardon, A. S., Pascioni, K. A., Stout, Jr., G. W., Huff, D. L., Review of Propulsion Technologies for N+3 Subsonic Vehicle Concepts, NASA/TM-2011-217239.
- (4) Bradley, M. K., and Droney, C. K.: Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase II: N+4 Advanced Concept Development, NASA/CR-2012-217556, 2012.
- (5) Bradley, M. K. and Droney, C. K., Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report, NASA/CR-2011-216847, April 2011.
- (6) Kim, H. D., Brown, G. and Felder, J., Distributed turboelectric propulsion for hybrid wing body aircraft, International powered lift conference, 2008.
- (7) Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation, European Commission, 2011.
- (8) EADS Innovation works, VoltAir All-electric Transport Concept Platform, EADS 2011.
- (9) E-Thrust, in Airbus website 2013.
- (10) 岡井敬一, 野村浩司, 田頭剛, 柳良二, 航空機用推進システム, 特許第4092728号.
- (11) 岡井敬一, 野村浩司, 田頭剛, 柳良二, 電磁回転機, 特許第4039529号.
- (12) Okai, K., Nomura, H., Tagashira, T. and Yanagi, R., "Performance Analysis of a Fuel Cell Hybrid Aviation Propulsion System," AIAA Paper 2012-4238.
- (13) Okai, K., Shinohara, T., Himeno, T., Watanabe, Masaki, D., T., Tagashira, T. and Yanagi, R., Preliminary Design Investigation of Electromagnetic Motors for Turbofan-Drive Assist, , AIAA-2015-0626, AIAA SciTech 2015, January 5-8, Kissimmee, FL.
- (14) Seitz, A., Bijewitz, J., Kaiser, S. and Wortmann, G., Conceptual investigation of a propulsive fuselage aircraft layout, Aircraft Engineering and Aerospace Technology 86/6, pp. 464-472, 2014.
- (15) Kawai, R.T., Friedman, D.M., Serrano, L., Blended Wing Body (BWB) Boundary Layer Ingestion (BLI) Inlet Configuration and System Studies, NASA/CR-2006-214534.
- (16) Uranga, A., Drela, M., Greizer, E. M., Titchener, N. A., Lieu, M. K., Siu, N. M., Huang, A., C., Gatlin, G. M. and Hannon, J. A., Preliminary Experimental Assessment of the Boundary Layer Ingestion Benefit for the D8 Aircraft, AIA 2014-0906.
- (17) 平山拓, 山下晃幸, 古田洋一郎, 佐藤哲也, 岡井敬一, 田頭剛, 高將治, 機体埋め込み型エンジンの技術研究課題と小型エンジンによるディストーション基礎試験B09, 第46期日本航空宇宙学会通常総会・年会講演会, 東京, 2015.4.
- (18) Kim, H. D., Felder, J. M., Tong, M. T., William, J. B., Haller, W. J., Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle, Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, Vol. 86 Issue 6 pp. 558-561 (2014)
- (19) Felder, J. L., Kim, D. M. and Brown, G. V., An Examination of the Effect of Boundary Layer Ingestion on Turboelectric Distributed Propulsion Systems, AIAA 2011-300.
- (20) Luongo, C. A., Masson, P. J., Nam, T., Mavris, D., Kim, H. D., Brown, G., Waters, M. and Hall, D., Next generation more-electric aircraft: a potential application for HTS superconductors, IEEE Transactions on Applied Superconductivity 19, No. 3, part 2, pp. 1055-1068, 2009.
- (21) Okai, K., Himeno, T., Watanabe, T., Nomura, H. and Tagashira, T., "Numerical Analysis of Large-Scale Tip-Driving Electric Motors for Thrust Fans, AIAA Paper 2014-3642.
- (22) Eichenberg, D. J., Gallo, C. A., Solano, P. A., Thompson, W. K. and Vrak, D. R., Development of a 32 Inch Diameter Levitated Ducted Fan Conceptual Design, NASA/TM-2006-214481.
- (23) Brown, G., Kascak, A. F., Ebihara, B., Johnson, D., Choi, B., Siebert, M. and Buccieri, C., NASA Glenn Research Center Program in High Power Density Motors for Aeropropulsion, NASA-TM-2005-213800, December 2005.
- (24) Marder, B., A tip-driven fan based on SERAPHIM technology, SANDIA REPORT SAND2002-0029.
- (25) Ross, C., Armstrong, M., Blackwelder, M., Jones, C., Norman, P. and Fletcher, S., Turboelectric Distributed Propulsion Protection System Design Trades, SAE Technical Paper 2014-01-2141, 2014.
- (26) Smith, H., Airframe integration for an LH2 hybrid-electric propulsion system, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 86/6 562-567, 2014.
- (27) Roth, B. and Giffin III R., Fuel Cell Hybrid Propulsion Challenges and Opportunities for Commercial Aviation, AIAA 2010-6537, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, TN, July 2010.
- (28) Rao, A. G., Yin, F., and P. van Buijitenen, J., A hybrid engine concept for multi-fuel blended wing body, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 86/6 483-493, 2014.
- (29) Ryabov, P. A., Lukovnikov, A. V., Selivanov, O. D., Maximov, A. A. and Mirzoyan, A. A., Development of hybrid engines concepts for advanced airliners, Proceedings of the Seventh International Aerospace Congress IAC'12, Moscow, August 2012.
- (30) 小林由則, 加幡達雄, 安藤喜昌, 西浦雅則, SOFCとGTのハイブリッドおよびトリプルコンバインドシステムについて, 論説・解説, 特集: 航空用, 発電用エンジンシステムの最近の開発動向, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40No. 3 pp. 11-15, 2012.

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

# 航空機エンジンの“Geared”化動向

五井 龍彦\*<sup>1</sup>  
GOI Tatsuhiko

キーワード：ギア，ギアード・ターボファン，遊星歯車，2層流CFD，オープンローター  
Gear, Geared Turbo Fan, GTF, Planetary Gear, Two Phase CFD, Open Rotor

## 1. 緒言

近年、Pratt & Whitney (P&W) 社のGTF (Geared Turbo Fan) エンジンが航空機エンジン商戦において大きなシェアを獲得し話題になっている (図1)。このGTFはタービンとファンの間に減速ギア (gear; 歯車) を挟み、それぞれの回転数を最適化することで推進効率を向上すると共にノイズを低減できる航空機エンジンの一形式で、航空エンジン分野のいわゆる“Game Changer”となりうるものである。本稿ではGTFを含めた“Geared”エンジンのしくみ・利点、求められるギア技術ならびに今後の見通しを述べる。



Fig. 1 GTF(PW1100G-JM) powered A320neo

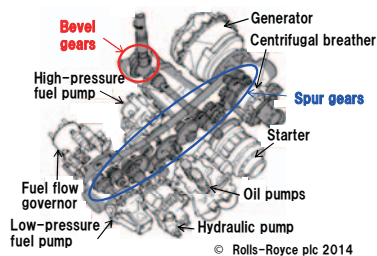


Fig. 3 V2500 Engine Accessory Gearbox

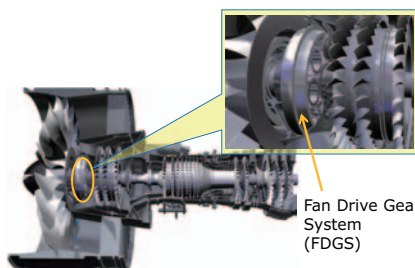


Fig. 4 P&W Geared Turbofan Engine (GTF)

©2015 United Technologies Corporation - Reproduced with Permission - All Rights Reserved

## 2. Gearedエンジンについて

### 2.1 Gearedエンジンの定義

ターボプロップ・エンジンの減速機 (図2)， アクセサリ・ギアボックス (図3) などギアは航空機エンジンに数多く使われているが、ここではタービンの動力でギアを介してファンを駆動するエンジンをGearedエンジンと呼ぶこととする。P&Wの GTFが典型例であるが (図4)， オープンロータ (図11) もこの形式の一種である。

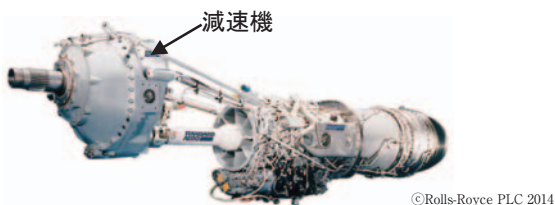


Fig. 2 T56 Turboprop Engine

### 2.2 原動機，推進系とギア (トランスミッション) の関係 原動機 (エンジンやモーター) には得意とする (適す

る) 回転数やトルクがある。一方、推進装置にも都合の良い回転数やトルクがあるため、ダイレクトに原動機を推進機に取り付けることは稀で、両者の性能を最大限引き出すには途中に変速機を挟むことが通例である。自動車のエンジン (原動機) とタイヤ (推進装置) の間に変速機 (トランスミッション) を介させているのが典型例である。(図5)

一方、変速機要素としてギア以外にトルクコンバーター、ベルト、チェーン、CVTなどがあるが、効率、トルク容量、価格、コンパクトさどれをとってもギアに勝るものはない。つまり、未だもってギア以上の動力伝達装置がないのが現状で、これが航空機エンジンでもギ

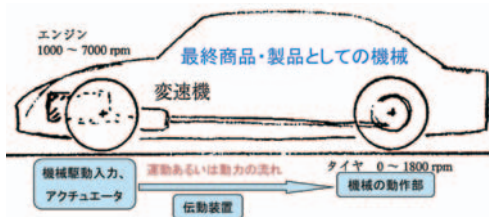


Fig. 5 The relationship between Prime Mover and Propulsor (An example from an automotive)<sup>(1)</sup>

原稿受付 2015年3月16日

\* 1 川崎重工工業株ガスタービンビジネスセンター 駆動システム技術部 〒673-8666 明石市川崎町1-1



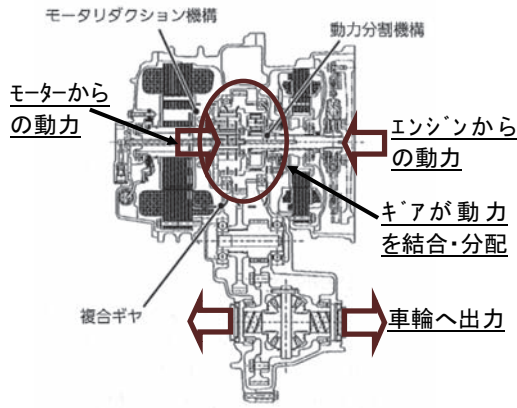


Fig. 6 Toyota Prius Hybrid Transmission<sup>(2)</sup>

アが使われる所以である。

ちなみに、ハイブリッドカーではエンジン・パワーとモーター/ジェネレータの動力配分にギアが重要な役割を担っており(図6)、隠れた主役となっている。このこと、GTFにおいてギアが主役となっていることは偶然の一致ではなく、時代が求めているということであろう。

### 3. “Geared” エンジン解説

#### 3.1 高バイパスエンジンにギアを入れるとよい理由

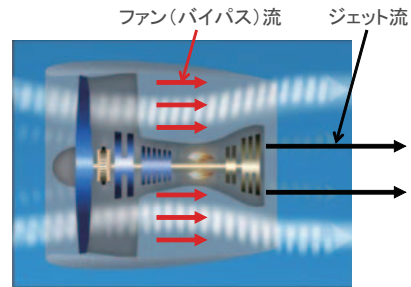
航空機エンジンの燃費向上のためには推進効率の向上と熱効率の向上が必要であるが、前者にはエンジンの高バイパス化が有効である(バイパス比については図7参照)。これは、運動エネルギー保存の法則に則ったもので、大量の空気をゆっくり押し出すことによる推力発生のほうが高速ジェットによる推力発生よりエネルギー消費が少ないためである。ただし、高バイパス化するとファン直径が大きくなり、その重量・抵抗が増大する。さらに、ファン先端速度は音速を大きく越えられないため、高バイパス・エンジンは必然的にファン回転数を落とす必要がある。これに伴い、従来エンジン(以下、ダイレクト・ドライブ・ターボファン(DDT)とよぶ)においてはファンとファン駆動タービン(低圧タービン)が直結している関係上、タービン回転数も落ちてしまい、その効率が低下する。そのためバイパス比が向上するとそれに比例してタービンが巨大化する。これらの重量・抵抗が、ある時点でバイパス比向上の効果を相殺する。ここが高バイパス化の限界点となる。

図8にその関係が示される。従来型ダイレクト・ドライブ・ターボファンにおいては、ポイントAでバイパス比増大による燃費向上効果をファンやタービンの重量増・抵抗増による悪化要因が上回り、燃費が悪くなっていく。現時点の2軸エンジンではこのポイントはバイパス比10前後と考えられる。

そこで登場するのが、原動機(ここではタービン)と推進装置(ファン)との性能ミスマッチを解消するための減速ギアである。この減速ギアにはプラネタリ・ギア・

システム(遊星歯車装置)が使われるのが一般的である(詳しくは後述)。

前述のように高バイパスエンジンではファンをゆっくり回す必要がある一方、タービンは高速で回したほうが効率が向上し大幅に小型化できる。従って、ファン駆動用低圧タービン(低圧コンプレッサ含)とファンとの間に減速ギアを挟めばタービンは高速で、ファンは低速で、とそれぞれ最適回転数で回すことができるようになる。(30,000lbクラスのエンジンでファンは約3,000回転、タービンは約8,000回転。ギア減速比は3程度である)。これによりタービン等低圧系の大幅小型化ができ、前述の燃費曲線のボトムを右へずらすことが可能となり(図8ポイントB)、バイパス比向上が可能となる。以上の仕組みによりPW1100G-JMではバイパス比12を達成しており、バイパス比15も将来的には夢ではなく、さらなる燃費向上が期待できる。また、GTFはファン速度を落とせるので、図8からわかるように大幅なノイズ低減も可能となる。



多軸ジェットエンジンの推力はファン流と排気ジェットから生み出されるが、「バイパス比」とはファン空気流量とジェット空気流量の比であり、大まかにいえば推力比となる。従って、バイパス比10といえば、ファンによる推力がジェット推力の凡そ10倍であることを意味する。

Fig. 7 High Bypass Ratio Engine (notional)

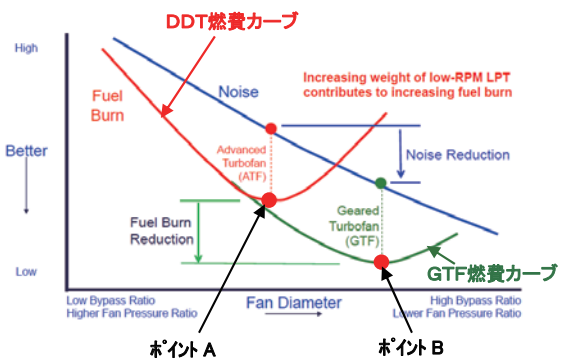


Fig. 8 Relationship between Bypass Ratio and Fuel Burn and Noise<sup>(3)</sup>

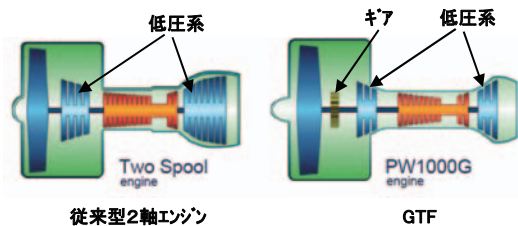
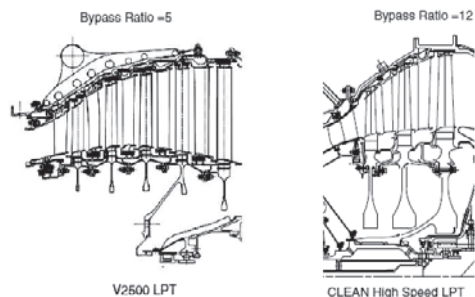


Fig. 9 Size Reduction of Low Spool System with Gear System<sup>(3)</sup>

Fig.10 High Speed Low Pressure Turbine (right)<sup>(3)</sup>

GTFによる低圧系の小型化概念を図9に示す。また、図10にMTUがスタディした、GTF用高速タービンを示す。<sup>(3)</sup> V2500に比べ段数が5段から3段に、直径も小さくなりエアフォイルの数は40%に減少している。

以上より、GTFは従来型に比べ燃費十数パーセント向上、ノイズ20dB減、エミッション半減などの効果をうたっている。さらにエアフォイルの減少によりメンテナンスコスト低減にも寄与するという。

なお、従来型ファンエンジンではバイパス比向上に伴うブレード並びにファンシュラウド（ファンケース）の重量・抵抗増加も燃費向上阻害要因となっている。よって、この“邪魔な”シュラウドを取り払ってしまおう、というのがオープンロータである（図11）。この場合、ファン回転速度はさらに小さくなるため、（バイパス比は50以上にも達する）ギアによる減速が必須である。タービン直接駆動型ファンも考えられたが、タービンは低速となるため前述のように効率が悪く、非現実解と思われる。またオープンロータの場合、ファンシュラウドがなく、ディフューザ効果等が期待できないためロータ先端速度は音速以下にせねばならない。さらにファン後流のステータも無いため旋回流による損失が発生する。これらの対策として、ファンを2重反転にし、ロータ組当たりの推力を下げるのと旋回流回復効果を得ることで、ロータ直径を抑え、周速が許容値以下となるようにしている。この対策により、マッハ0.8の速度と従来比30%以上の燃費向上の両立を可能としている。

この二重反転ロータ（ファン）駆動にもプラネタリ・ギア・システムの発展型（ディファレンシャル・プラネタリ）が使用されるが、詳細は次節に譲る。

### 3.2 求められるGear 技術

Geared エンジンのギアに求められるのは、数万馬力を伝達しながら軽量・コンパクト、高効率、高信頼性、省メンテナンスであること、また、タービンとファンは同軸にできること、が挙げられる。これらを満たすものとして、重量あたりの伝達トルクが最大化できる遊星歯車（プラネタリ・ギア・システム）を用いるのが最良である。プラネタリ・ギア・システムとは図12に示すように、サンギア（太陽歯車）、それにかみあう複数のプラネタリギア（遊星歯車）、それを束ねる形のキャリアならば

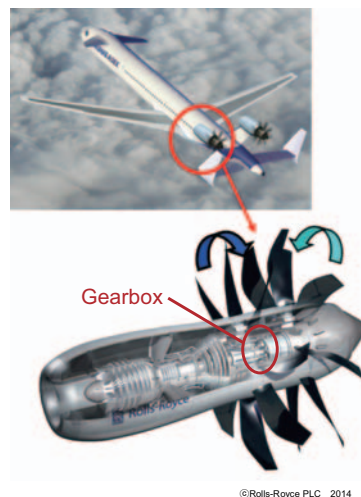


Fig.11 Open Rotor Engine

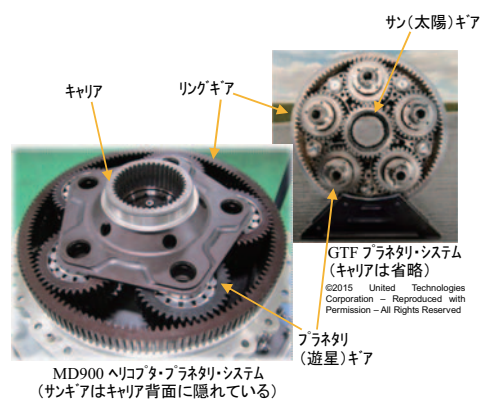


Fig.12 Planetary Gear System

にプラネタリに内歯で噛み合うリングギアからなるギア形式で、動力（トルク）を複数（通常4～5個）の遊星ギアで分担するので、単純なギアの組み合わせにくらべ格段に軽量・コンパクトになるとともに入出力を同軸にできる。

このプラネタリ・ギア・システムは、どの軸で入出力するかでおおまかにいえば3通りの組み合わせがある。現状のP&W GTFではサンギア入力（タービンからの入力）、リングギア出力（ファンを駆動）で遊星が公転しない、「スター・ギア」が使われている。この場合、対応できる減速比は3程度である。これに対し、さらにバイパス比を大きくすると減速比を4程度まで増す必要があるのでプラネタリ・タイプ（サンギア入力、キャリア出力、遊星が公転）が有利となる。この場合、遊星歯車が公転するため、ギアや軸受の潤滑が格段に難しくなる。さらにオープンロータでは前後ロータを反転させるためディファレンシャル・プラネタリ（差動遊星機構）が使用される。この機構はさらに大きな減速比（7～8）がとれる。これらの関係を図13に示す。

ただし、減速ギア・システムが、それにより軽量化したタービン重量より重くて、信頼性が悪くては本末転倒となるので、ギアは軽量・コンパクト・高信頼性でなくて

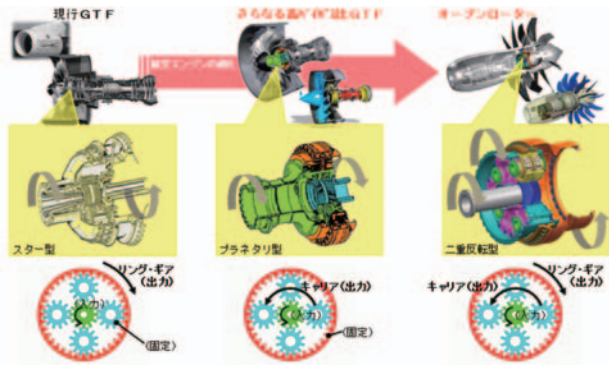


Fig.13 Various Configuration of Planetary Systems



Fig.14 Container Ship Gear and Open Rotor Gear

は話にならない。メンテナンス・フリーであることも重要である。減速ギアの伝達馬力はPW1100G-JM (30,000ポンドクラス) でおよそ30,000hpであるが、これは大型コンテナ船の伝達馬力と同程度で、これをエンジンコアの直径以下に収めなければならず、極限の設計が求められる (図14に大きさ比較をしめす)。

また、効率 (損失低減) は徹底的に向上する必要がある。たとえば、30,000hpのギアで1%の損失をだすと300hp相当の熱を冷やさねばならない。これではオイルクーラーが大型冷蔵庫並となってしまい、重量増、空力性能阻害などを引き起こす。オイルを冷やすための冷媒確保も難しいし、そもそもこのようなクーラーをエンジンに搭載するスペースがない。一方、エンジン馬力はすべてギアを通過し、その効率は燃費に直結するので、この見地からも効率改善は必須である。

### 3.3 日本におけるギア技術開発

当社では一財) 日本航空機エンジン協会 (JAEC) 殿メンバーとして、「次世代中小型民間輸送機用エンジンに関する開発事業 (革新的なファンロータ駆動システム関連技術)」のなかで2009～2014年度にオープンロータ・パワーギアボックスの技術開発を実施した。このエンジンは2030年台EISを想定した150席級航空機への搭載を目指すものである (図11)。オープンロータ・パワーギアボックスは、伝達動力約20,000hpで、二重反転プロップロータを駆動するため差動遊星歯車 (ディファレンシャル・プラネタリ・ギア・システム) を採用している (図15)。サンギアにエンジンのパワータービンからの動力が入力され、まず遊星歯車 (5個) を駆動する。これを束ねるキャリアが遊星の公転に伴いサンギアと同方向に回転し前方ロータを駆動する。一方、リングギアは遊星ギアの反力をうけ逆回転する。これが後部ロータを駆動する。

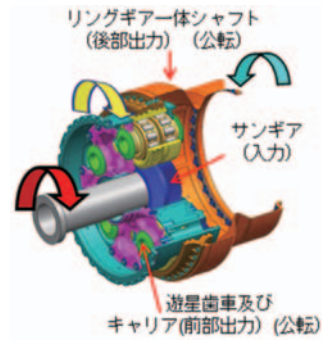


Fig.15 Open Rotor Engine Power Gearbox

以上により二重反転機構が成り立つ。なお、前後ロータ回転数はブレードのピッチを変え抵抗を変えることで調節する。

この開発は、先に述べたような課題解決、すなわちギアボックスの軽量・コンパクトさと信頼性の両立ならびに効率向上に主眼をおいてなされた。以下に実施した技術開発アイテムを概観する。(4),(5)

#### ① 軽量・コンパクト・高信頼性をめざした技術開発:

- a) ダブルヘリカル・ギア, 高温高強度鋼 (Pyrowear53) 採用による高負荷・高耐久性化
- b) ギア・ベアリング片当たり防止のためのミスアライメント低減構造の開発

プラネタリ・キャリアの支持プレートの剛性配分最適化により、軽量化しながら遊星歯車のミスアライメントを極小化するという、二律背反を克服している。(図16)

- c) 局所当たりを防止するための歯形修整

航空機歯車は、ギア・シャフトやハウジングが薄肉構造で変形が大きく、これが歯当りに非常に影響する。当社ではシャフトやハウジング変形まで考慮に入れた歯形修整プログラムを開発し、大荷重下でも均等歯当たりを得、歯車長寿命化に貢献している。(図17)

- d) 振動・共振解析

航空機ギアは極限まで薄肉化しており、比較的低い周波数に共振点をもつため、詳細な解析により共振回避を行っている (図18)。ただし、モデル化や減衰率等のノウハウの蓄積が重要である。

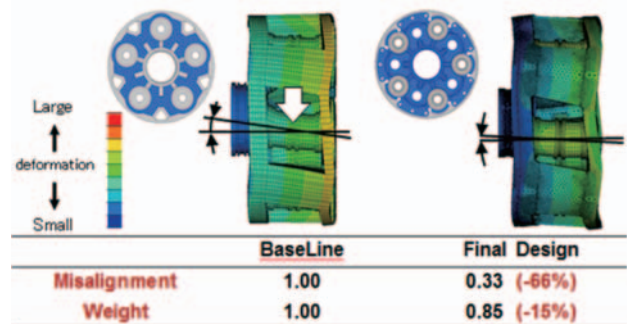


Fig.16 Open Rotor Carrier Structure

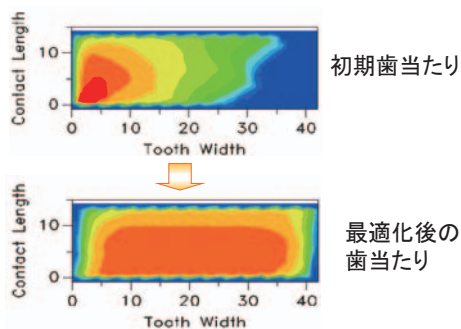


Fig.17 Optimization of Gear Tooth Contact Pattern

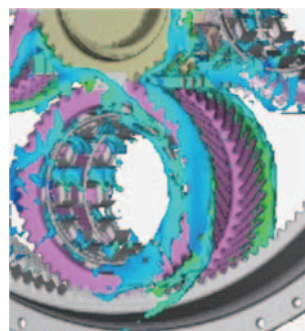


Fig.19 Air/Oil Two Phase CFD

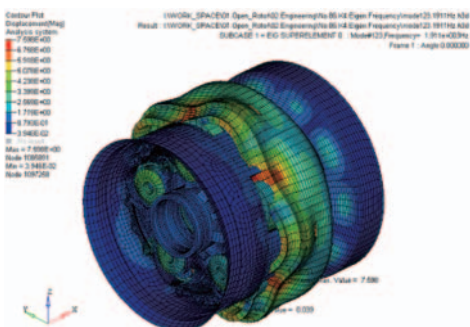


Fig.18 Resonance Analysis of Thin Wall Gear System



Fig.20 Gear Tooth Surface Super Finish

## ② ギア損失低減による伝達効率向上技術開発<sup>(6),(7)</sup>

### a) Air/Oil CFDによる潤滑油攪拌損失低減

ギアボックス損失のうち約半分は潤滑油攪拌損失である。この損失は歯車周速の3乗に比例するため、航空機のような高速歯車ではこの低減が特に重要で、それには潤滑油が飛散しないようにすると共に効率よく排出することが重要である。そのためにオイル流れを可視化するのが有効で、当社ではAir/Oil 2層流CFDを開発し、排油口形状やオイル遮蔽版（シュラウド）形状最適化を行い、オイル攪拌損失40%低減に成功している。（図19）

### b) 歯面スーパーフィニッシュによる歯面摩擦低減

ギアボックス損失の残り半分は歯面摩擦損失であるが、バレル仕上げ応用の歯面スーパーフィニッシュにより損失を大幅低減している（図20）

これら技術を結集した試作機の写真を図21に示す。これまでに耐久試験を終了し、99.6%の動力伝達効率、解析どおりの良好な歯あたりを示すなど、その技術は実用レベルに達している。

## 4. Geared Engineの展望

### 4.1 Geared Engineの歴史と現状

Honeywellではこの形式のエンジンを1970年代から実用化している（ALF502など；図22）。この場合、既存のT55ターボシャフト・エンジンのコアを使い、ターボファンエンジンとするためにタービンとファンの回転数調整にギアを使用した。1980年代末に飛行試験まで行ったプロップファン（PW/Allison 578-DX）もGeared

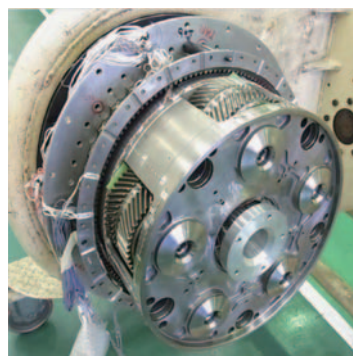


Fig.21 Prototype Open Rotor Gearbox

エンジンであった（図23）<sup>(8)</sup>。こうしたなか、P&Wでは20年以上にわたる研究の末エアバスA320neo用にPW1100G-JMを実用化（2014年T/C）したほか、リージョナル向けにボンバルディアCシリーズ用、エンブラエルE2シリーズ、さらに我が国のMRJ向け（図24）など続々開発中である（なお、現状は約3万ポンド以下の比較的小型のエンジンへの適用となっている）<sup>(9)</sup>。

### 4.2 Geared Engineのこれから

今後、燃費・エミッション・騒音低減のため航空エンジンはさらなる高バイパス化が進むが、Gearedエンジンは前述のごとく高バイパス化に有利で、しかもタービン段数減によるメンテナンスコスト削減も可能なため、今後さらにエンジンのGeared化が進むのが趨勢ではなかろうか。

現に欧州では官民合同プログラムClean Sky/Clean SkyII<sup>(10),(11)</sup>スキームにおいて、種々のGearedエンジン研究施策が計画されているのでここで紹介する。

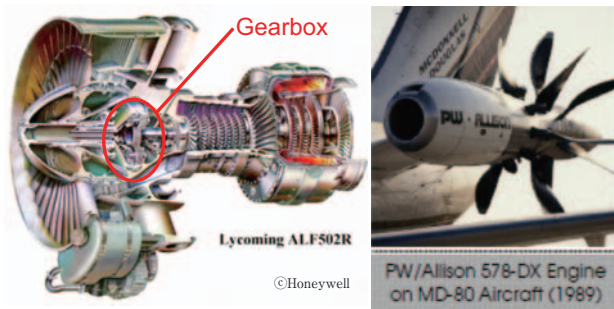


Fig.22 Honeywell ALF502

Fig.23 PW/Allison578-DX<sup>(8)</sup>Fig.24 GTF Powered Regional Jets<sup>(9)</sup>

まず、Rolls Royceであるが、“Ultra Fan”と名付けた gearedエンジンについて2025年までの実用化をめざしている。適用機体は未定であるが大型エンジンへの適用も視野に入れている（図25）。このためRRはドイツに€65Mのギア研究施設を建設中である。

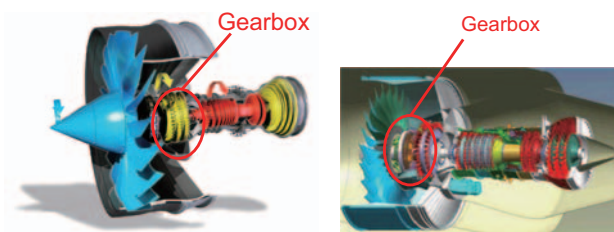
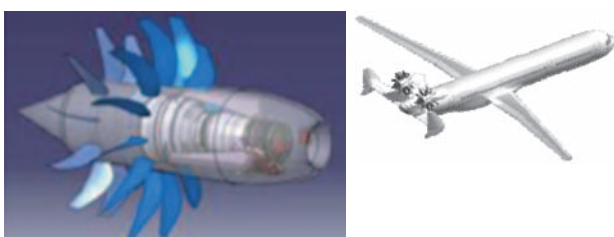
MTUはGTFの改良型を開発中で、2015年には地上運転を行う。さらに20年代にはAdvanced Geared Turbo Fan Engineの開発を計画している。（図26）

さらにSAFRANはOpen Rotorデモ機を開発中で、2015年に地上運転を行い、これを搭載したエアバス機が2020年までに飛行試験を計画している。（図27）

一方、米国ではFAAのCLEEN Programなどの中でP&W等が盛んにGearedエンジンを研究している。

このように、GearedエンジンはGTFのみならず、将来的にはOpen Rotorへ進化する可能性があるが、後者はファンブレード分離に対する法整備、機体への搭載方法、騒音問題等解決すべき課題は多い。

いずれにせよ、Gearedエンジン普及のためには優れ

Fig.25 RR Ultra Fan<sup>(10),(11)</sup>Fig.26 GTF Concept by MTU<sup>(10),(11)</sup>Fig.27 Open Rotor Engine planned by SAFRAN<sup>(10),(11)</sup>

たギア技術が必要である。また、今後は大型エンジンにもgeared化が進むであろうから、より大馬力のギアシステム開発が必要である。

## 5. ギアを制する者は世界を制す

日本は航空エンジン分野では残念ながら欧米の後塵を拝しているが、自動車をはじめ機械技術立国であり、ギアや動力伝達技術分野に関しては世界トップクラスといえよう。従って、この分野の英知を結集することで、Gearedエンジンの要であるギアボックス技術をリードする存在となり、それをバネに航空エンジン産業の中心地となるのも夢ではない。このためには産官学連携による取り組みが望まれる。ただし、ギアは「枯れた技術」という認識が産官学に蔓延しており、研究者や予算配分が不足していると聞く。航空産業は右肩上がりが続くと予想されるなか、今や航空エンジン中核技術となったギア関連技術について、「先端基幹技術」との認識をぜひ皆様方にもっていただければ幸いである。

## 6. 参考文献

- (1) 久保愛三, Motor Fan Illustrated #91, 三栄書房
- (2) トヨタテクニカルレビュー Vol.57 No.1  
特集プリウスP12-19 3代目プリウスのハイブリッド技術
- (3) C. Riegler, C. Bichlmaier The Geared Turbofan Technology, MTU Aero Engine GmbH
- (4) Matsuoka, T., Nishikawa, H., Imai, H., Kijima, K., Nishida, T. and Goi, T., “Light Weight and Low-Misalignment Planetary Gear System for Open Rotor Power Gearbox”, ASME IDETC/CIE 2011, DETC2011-47342.
- (5) Imai, H., Goi, T., Kijima, K., Nishida, T., Arisawa, H., Matsuoka, T. and Sato, M., “Design and Test of Differential Planetary Gear System for Open Rotor Power Gearbox”, ASME IDETC/CIE 2013, DETC2013-12089
- (6) Arisawa, H., Nishimura, M., Imai, H. and Goi, T. “CFD Simulation for Reduction of Oil Churning Loss and Windage Loss on Aeroengine Transmission Gears”, ASME GT 2009, GT2009-59226.
- (7) Arisawa, H. Nishimura, M. Imai, H. and Goi T. “Computational Fluid Dynamics Simulations and Experiments for eduction of Oil Churning Loss and indage Loss in Aeroengine Transmission Gears” Transaction of ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.136 (2014), pp. 092604-1 - 092604-9
- (8) Ed Envia, NASA Open Rotor Noise Research, 14<sup>th</sup> CEAS-ASC Workshop, Oct.2010
- (9) Pratt & Whitney, Purepower Engine Family Specs Chart
- (10) Clean sky at a Glance, May 2014, Clean sky JU Brussels, Belgium
- (11) Clean sky II Joint Under taking Work Plan 2014-2015, July 2014

特集：航空機用ガスタービンの最新動向

## 極超音速エンジンの研究開発動向

小林 弘明\*<sup>1</sup>  
KOBAYASHI Hiroaki田口 秀之\*<sup>1</sup>  
TAGUCHI Hideyuki小島 孝之\*<sup>1</sup>  
KOJIMA Takayuki佐藤 哲也\*<sup>2</sup>  
SATO Tetsuyaキーワード：極超音速，水素燃料  
Hypersonic, Hydrogen Fuel

## 1. はじめに

現在，JAXAにおいて，将来の極超音速旅客機や宇宙往還機への適用を想定した極超音速推進システムの研究開発を進めている。液体水素燃料のメリットを最大限に活用する予冷方式の極超音速ターボジェットについて，飛行模擬環境における極超音速推進性能を取得し，世界最高速のターボジェット技術を確立することを目標としている。2004年には推力100kgfクラスの小型実証エンジンの開発に着手し，段階的に飛行模擬環境の速度範囲を拡大しながら，総合システム燃焼試験を実施している。2015年には角田宇宙センターの推進風洞において，Mach数4相当の飛行模擬環境における推進性能取得まで完了している。また，数多くの大学によってエンジン要素技術に関するJAXAとの共同研究が進められている。欧州が主導する日欧極超音速共同研究（HIKARI）やONERA-DLR-JAXA極超音速共同研究に参画し，極超音速旅客機の実用機体／推進システムに関する概念検討を進めている。HIKARIでは極超音速旅客機の技術的成立性，商業的成立性および地球環境への影響の評価が進められている。この検討結果を受けて，欧州では国際極超音速飛行実験の検討が進められている。本稿では，極超音速ターボジェットの研究開発に関連する最近の動向について紹介する。

## 2. 極超音速ターボジェットのコンセプト

極超音速エンジンの最大の技術課題は，エンジンに流入する空気の過熱対策である。例えばMach数5で飛行する場合，流入空気の全温は960℃以上にも達し，このような高温環境下で通常の航空機用エンジンを使用することはできない。極超音速巡航用の推進機関として

は，内部に回転機械を持たないラムジェット・スクラムジェットが適しているが，低速飛行時に推力を発生させるためにはロケットやターボジェット等との複合が必要となる。一方，熱交換要素を用いて過熱空気を冷却してエンジンに取り込む予冷方式の極超音速ターボジェット（予冷ターボジェット：図1）というコンセプトがあり，現在JAXA航空本部では，本方式のエンジンについて研究開発を実施している<sup>(1)-(2)</sup>。予冷ターボジェットは，インテークで捕獲した空気を圧縮機上流で冷却するための熱交換器（プリクーラ）を備え，液体水素等の極低温燃料を冷媒として利用する。図2に，Mach数5，高度24kmで巡航する際の予冷ターボジェットのTS線図を示す。インテーク全圧回復率を16%，ターボ系の断熱効率を90%，圧縮機的设计圧力比を6，タービン入口温度を1,223K，再燃温度を2,000Kと設定している。インテークにおけるラム圧縮過程で，インテーク出口温度がターボ圧縮機の作動上限を超えるため，ターボジェットサイクルを成立させるには空気予冷却が必須となる。総合効率は29.1%で，ラムジェットと大差はない。また，図3に，地上静止条件における予冷ターボジェットのTS線図を示す。地上静止～低速における空気予冷却の効果は，タービン仕事の低減，および予冷却過程の冷熱が低温燃料を介して系内に回収されることによる推力，熱効率の増大である。空気予冷却を行うことで，単位空気流量あたりの推力が約13%，熱効率が約8%向上する。

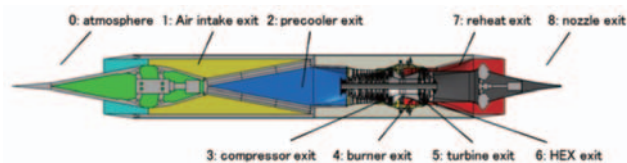


Fig. 1 Precooled turbojet engine

## 3. 極超音速ターボジェットの要素技術研究

現在，JAXAと大学との共同で，極超音速ターボ

原稿受付 2015年3月14日

- \* 1 JAXA航空技術部門次世代航空イノベーションハブ  
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1
- \* 2 早稲田大学 基幹理工学部 機械科学・航空学科  
〒169-8555 新宿区大久保3-4-1

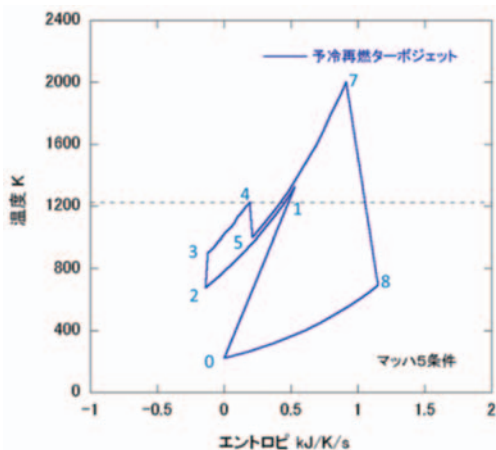


Fig. 2 T-s diagram (Mach 5 cruise condition)

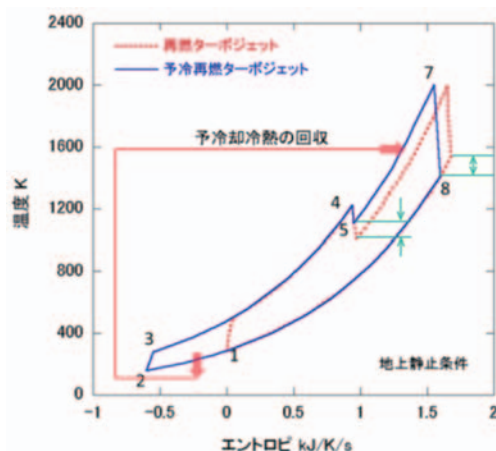


Fig. 3 T-s diagram (sea-level static condition)

ジェット要素技術に関する研究が進められている。極超音速ターボジェットのアフターバーナ燃焼特性に関する実験研究が東京大学との共同で実施されている<sup>(3)</sup>。予冷方式をとるエンジンの場合、冷媒としての必要な燃料流量が多くなることから、アフターバーナ中では量論混合比を超える過濃燃焼が行われる。このため、過濃側までの幅広い当量比範囲において、燃料噴射方法と燃焼効率の関係について実験的な調査が行われている。赤外線ふく射2色法による超音速排気の温度分布計測が岐阜大学との共同研究により実施されており、再熱燃焼によって生成された2,000Kの燃焼ガスの排気温度分布を非接触で計測することに成功している<sup>(4)</sup>。ふく射媒質には二酸化炭素を使用している。ふく射媒質にSiC粒子を用いた可視2色法によってアフターバーナ要素モデルの燃焼温度場計測を行う取り組み<sup>(5)</sup>が東京大学との共同研究により実施されている。水素燃料を用いる極超音速ターボジェットは、二酸化炭素は排出しないものの、大量の水蒸気を成層圏に放出することになる。このため、エンジン排気が成層圏大気に与える影響についての検討が、東京大学との共同研究により実施されている<sup>(6)</sup>。極超音速エンジンにとって、排気速度の大きさに起因する離陸騒音をいかに低減するかも重要な課題である。排気騒音

低減手法の1つとして提案されているマイクロジェット（主噴流に対して少量の気体を噴射）について、群馬大学との共同研究がおこなわれている<sup>(7)-(8)</sup>。また、極超音速インテークの空力性能や始動特性に関する研究が、早稲田大学との共同研究により実施されている。風洞試験や数値解析により、極超音速インテークの流路設計、境界層抽気システムの最適化、バイパスドアによる始動性の改善、バズ現象の抑制に関する研究が進められている<sup>(9)</sup>。また、観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験計画（HIMICO）の検討が早稲田大学、東京大学、慶応大学の共同で実施されており、実験機のシステム設計、軌道最適化、空力性能解析、空力加熱予測が行われている<sup>(10)-(12)</sup>。また、極超音速ターボジェットを搭載する極超音速ビジネスジェットの経済性評価モデル構築に関して、慶応大学、みずほ情報総研との共同研究が実施されている<sup>(13)</sup>。

#### 4. 極超音速ターボジェットの総合システム実証

予冷方式をとる極超音速ターボジェットは、地上静止条件から極超音速飛行環境まで連続的に作動可能な推進システムである。これを実証することを目的として、2004年に推力100kgfクラスの小型実証エンジン（Sエンジン）の開発に着手し、段階的に飛行模擬環境の速度範囲を拡大しながら、総合システム実証実験を実施している。Sエンジンの全体図を図4に、主要諸元を表1に示す。エンジンは0.225m四方の矩形断面形状をとり、全長は2.67mである。エンジンを構成する主要コンポーネントは、エアインテーク、予冷器（プリクーラ）、コアエンジン、およびアフターバーナである。コアエンジンは、圧力比6、設計流量1 kg/s、設計修正回転数80,000 rpmの斜流圧縮機、逆流型水素燃焼器、軸流単段タービン、タービン排熱回収型の内部熱交換器（液体水素燃料の蒸発器）を備える。プリクーラは、熱交換量119 kW（地上静止条件）のシェルアンドチューブ型熱交換器である。アフターバーナは、液体水素冷媒による再生冷却機構、およびノズルスロート面積可変機構を備える。エアインテークは、Mach数5条件で空力形状設計がなされ、ランプ可変機構を採用することによって地上からマッハ5までの幅広い範囲で良好な流量捕獲性能と全圧回復性能が得られるようになっている。

Sエンジンを用いる総合システム実証では、まず、2007年から2010年にかけて、Mach数2条件での飛行実

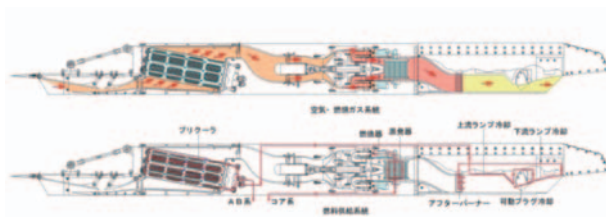


Fig. 4 General view of the S-engine

Table 1 Specifications of the S-engine

Length	2.7	m
Width, Height	0.225	m
Rotation Speed	80,000	rpm
Air Flow Rate	1.0	kg/s
Compressor Pressure Ratio	6.0	-
Main Burner Temperature	1,223	K
After Burner Temperature	2,073	K

証を目標とした研究活動を実施した。引き続き、2011年から2014年にかけて、Mach数4条件の飛行模擬環境実証を目標とした研究活動を実施している。

2007年3月に、Sエンジンの第1回総合燃焼実験(PCTJ-1)を、秋田県の能代ロケット実験場において実施した。本実験では、コアエンジン性能の取得とエンジン計測制御システムの機能確認を行った。エンジン運転中の実験班員の様子を図5に示す。安全のためエンジンを設置したテストスタンドから約100m離れた計測室より遠隔で操作・計測を行っている。2007年10月には、第2回総合燃焼実験(PCTJ-2)を実施し、コアエンジン起動シーケンスを確立するとともに、初めてのアフターバーナ燃焼を行った。2008年11月には、北海道大樹航空宇宙実験場にて第3回総合燃焼実験(PCTJ-3)を実施し、図6に示すMach2飛行実験機にエンジンと液体水素タンクを搭載した形態でエンジン運転を行った。2009年9月には、第4回総合燃焼実験(PCTJ-4)を能代ロケット実験場で実施し、飛行実験におけるエンジン運転シーケンスを確立した。また、図7に示すように、飛行実験中に機体姿勢が変化する状況を模擬してエンジン運転を行った。2010年には大樹航空宇宙実験場においてMach数2での超音速飛行実験を実施(図8)し、高空着火特性を確認した<sup>(14)-(16)</sup>。

2011年からは、Mach数4以上の飛行条件に対応したSエンジンの総合システム実証に着手した。Mach2飛行実験機用エンジンからの改修ポイントは、

- ・インテーク形状可変制御の導入
- ・インテーク構造・ケーシングへの耐熱材料適用である。

まず、2011年11月に能代ロケット実験場において、ダ



Fig. 5 Operating the S-engine

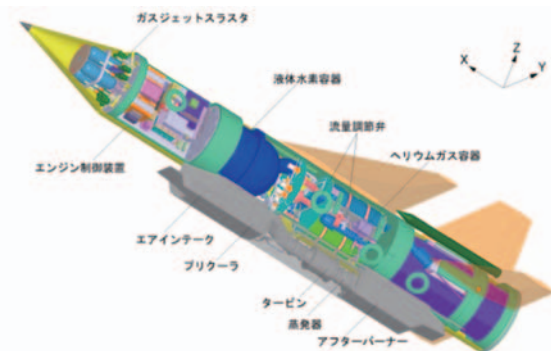


Fig. 6 Mach 2 flight experimental vehicle<sup>(15)</sup>



Fig. 7 Firing test of the S-engine in PCTJ-4<sup>(15)</sup>



Fig. 8 Preparation for the first supersonic flight experiment<sup>(16)</sup>

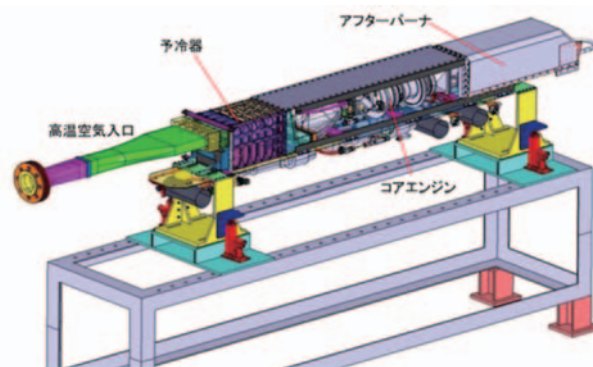


Fig. 9 Direct connection test mode of the S-engine



イレクトコネクト形態（図9）での予冷器単体性能試験を実施した。予冷器上流に、設備よりMach数4条件相当の高温空気を供給し、予冷器下流でコアエンジンが運転可能な温度まで空気を予冷却できていることを確認した。図11に予冷器上流と下流の空気流路で計測した温度分布を示す。約900Kで供給された高温空気が約500Kまで冷却されていることが分かる。図12に予冷器単体性能試験で得られた空気側温度効率特性を示す。温度効率に代表される予冷器の熱交換性能は、設計値の約90%であった。

2013年2月には、第5回総合燃焼実験（PCTJ-5）を能代で実施し、エンジン高温耐熱構造確認とマッハ4作動状態の取得を行った。PCTJ-5では、能代ロケット実験場の高温空気供給装置を用いてダイレクトコネクト試験を実施し、マッハ4相当の高温環境における予冷器性

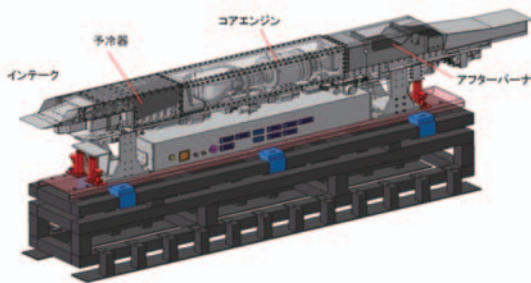


Fig.10 Free jet test mode of the S-engine

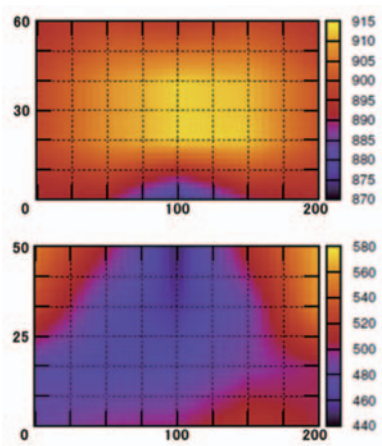


Fig.11 Air temperature distribution in the pre-cooler (upper figure: upstream temperature, lower figure: downstream temperature) temperature: K, length: mm

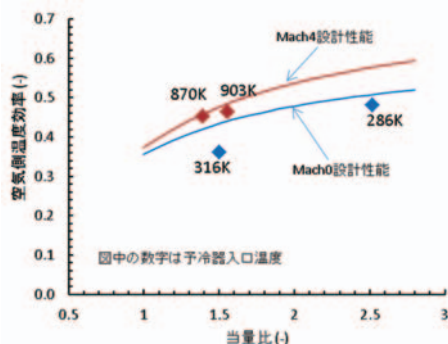


Fig.12 Temperature efficiency of the pre-cooler<sup>9)</sup>

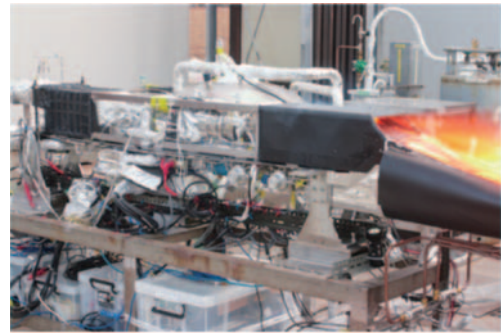
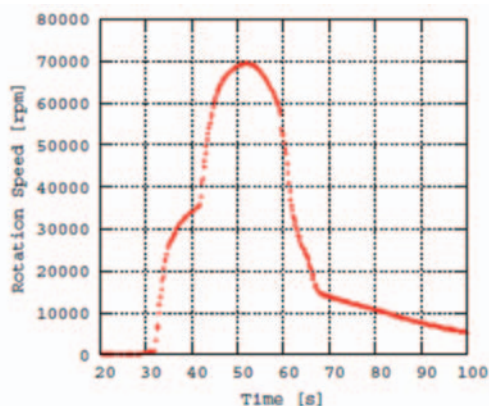
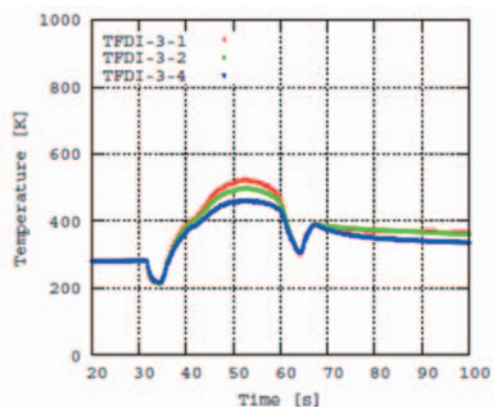
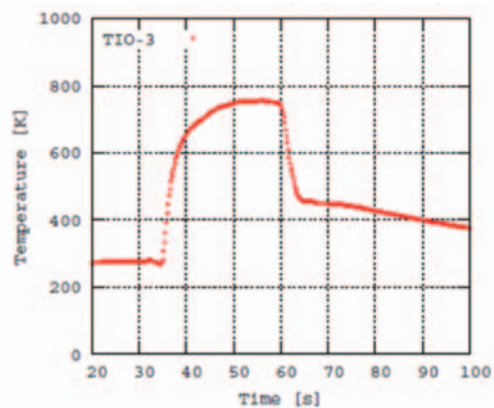


Fig.13 Firing test of the S-engine in PCTJ-5<sup>17)</sup>

能とエンジン性能を取得した。図13に、PCTJ-5におけるエンジン燃焼の様子を示す<sup>17)</sup>。高温空気供給装置から流入する約900Kの高温空気が、空気予冷却器下流において約400Kまで低下、圧縮機に流入し、主燃焼器とアフターバーナ燃焼によって約2,000Kの燃焼火花が生成され、ノズルから排出されている。

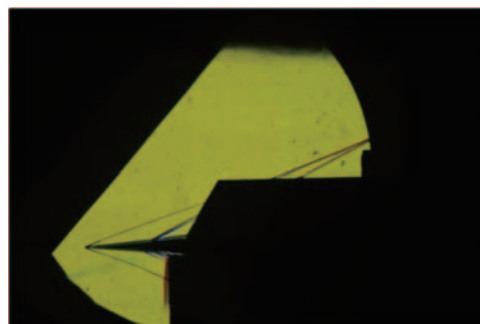
現在は、能代ロケット実験場におけるダイレクトコネクト試験に引き続き、角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備においてフリージェット形態（図10）でのエンジン燃焼試験を実施している。2014年2月には、第6回総合燃焼実験（PCTJ-6）を実施し、フリージェット形態で初めてのエンジン燃焼試験と可変機構の熱構造確認を行った。2014年11月には、同じく角田宇宙センターにおいて第7回総合燃焼実験（PCTJ-7）を実施している<sup>18)</sup>。PCTJ-6では、フリージェット形態での極超音速ターボジェット最初の試験ということで、エンジン運転方法を安全に確立することを優先して、液体水素燃料の代わりにガス水素燃料を使用した。予冷器に供給する冷媒としては、液体窒素を使用した。図14に、ラムジェットエンジン試験設備内のSエンジン設置状況を示す。図15にエンジン回転数の履歴を示す。通風開始後、ウィンドミルによって35,000rpmまで回転数が上昇し、水素燃料供給・着火後に約20秒間で目標の70,000rpmまで回転数が上昇している。また、図16に、PCTJ-6における空気予冷却の状況を示す<sup>19)</sup>。図で上側のグラフがインテーク下流、予冷器上流の空気温度、下側のグラフが、予冷器下流、圧縮機上流の空気温度分布である。極超音速流がインテークで減速され750K程度まで温度上昇した後、予冷器において液体窒素冷媒により500Kに冷却されていることが分かる。PCTJ-6では、フリージェット形態での極超音速ターボジェットエンジン運転方法の確立に成功したが、以下の課題が明らかになった。

- ・極超音速インテークが始動せず、全圧回復率が目標の半分程度の値にとどまった。
- ・異物吸い込みにより予冷器の熱交換チューブが一部破損した。液体窒素冷媒を使用していたため、安全上の危険は発生しなかった。異物の発生源は、

Fig.14 The S-engine installed in the ramjet engine test facility <sup>(8)</sup>Fig.15 Increasing rotational speed of the S-engine in PCTJ-6<sup>(9)</sup>Fig.16 Air precooling status in PCTJ-6<sup>(9)</sup>  
(upper figure: upstream air temperature, lower figure: downstream air temperature)

設備蓄熱体加熱器のコアドブリック（材質：アルミナ）と推定されている。

PCTJ-7では、インテークの始動性を改善するために、エンジンの設置高さを上げて、風洞境界層の吸込みを低減した。また、インテーク駆動による始動時開口比の確保、バイパス機構による始動時流量確保、および抽気プレナム室低圧化などの対策をとった。その結果、図17のシュリーレン可視化画像で示すように、インテークの始動に成功した。インテーク始動により、PCTJ-6の結果と比較して全圧回復率で約1.5倍、流量捕獲率で約1.5倍を達成した。また、異物吸い込みに対しては、対策として、予冷器入口にインコネル製の防護柵を設置した結果、熱交換チューブの破損は発生しなかった。今後の計画としては、液体水素を使用して空気予冷却と再熱燃焼を実施し、フリージェット形態でエンジン推力性能を取得することを目標としている。

Fig.17 Schlieren photograph of the S-engine inlet in PCTJ-7<sup>(8)</sup>

## 5. 国際共同研究

2013年より、将来の極超音速旅客機の技術的成立性、商業的成立性および地球環境への影響評価を目的として、欧州主導により日欧極超音速共同研究（HIKARI）が実施されている<sup>(20)</sup>。HIKARI共同研究先には、エアバス、ESA、ONERA、DLR、CIRA、NLR、Oxford Economics、東京大学、IHI、JADCが参加する。この枠組みの中で、JAXAは極超音速旅客機の実用機体／推進システムの設計仕様と、実用エンジン推進性能の推算結果（図18）を提示して、日欧間で相互レビューを行っている。実用機体システムの相互レビューの結果、JAXA提示システムの構造重量比率が最も高い（＝成立性が高い）ことが判った。また、商業的成立性検討の結果、マッハ5で乗客100人以下のシステムが有望であり、今後の日欧共同研究における共通目標とすることが示された。この検討結果を受けて、欧州では国際極超音速飛行実験を具体化する検討が進められている。

## 6. まとめ

本稿では、JAXAおよび大学における極超音速ターボジェットの最近の研究開発状況を紹介した。2004年にスタートした小型実証エンジンを用いての取り組み

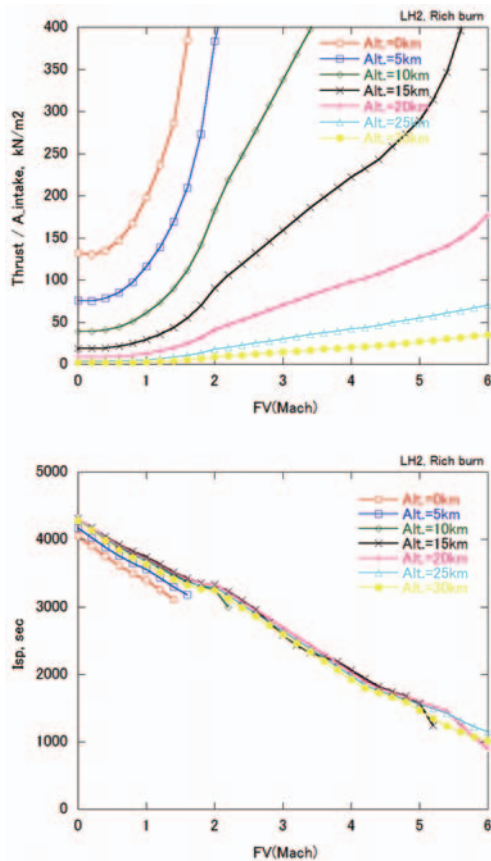


Fig.18 Propulsive performance of large scale hypersonic propulsion (upper figure: thrust, lower figure: specific impulse)

は、着実に飛行模擬環境の速度範囲を極超音速へと広げ、Mach数5条件での推進性能実証が目前となっている。国際共同研究の枠組みも進展しており、実飛行環境試験の実施や大型エンジンの開発へ向けた展望が開けつつあると言える。

## 参考文献

- (1) 田口秀之, 二村尚夫, 柳良二, 舞田正孝, 「宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-039, 2005.
- (2) 佐藤哲也, 田口秀之, 「極超音速予冷ターボジェットエンジンの開発研究」, 日本ガスタービン学会誌 34 (3), pp. 199-204, (2006).
- (3) 喜多翔ノ介, Ianus George, 岩田和也, 榊和樹, 西田俊介, 田口秀之, 荒木幹也, 高橋周平, 今村宰, 中谷辰爾, 津江光洋, 予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナーにおける燃焼効率の計測, 日本航空宇宙学会論文集Vol. 63 (2015) No. 1 p. 1-7
- (4) 吉田英史, 高橋周平, 若井和憲, 井原禎貴, ふく射二色法を用いた超音速排気ジェットの非接触温度測定, 日本機械学会熱工学コンファレンス2011, 2011
- (5) 吉山智之, 喜多翔ノ介, 西田俊介, 田口秀之, 中谷辰爾, 津江光洋, SiC 粒子を用いた可視2色法による予冷ターボジェットエンジンアフターバーナーの水素過濃燃焼場温度計測, 第55回航空原動機・宇宙推進講演会, 2015
- (6) 藤尾一祐, 中谷辰爾, 津江光洋, 田口秀之, 予冷ターボジェットエンジンの排気が成層圏大気に与える影響に関する0次元反応計算, 第52回燃焼シンポジウム, 2014.12.3
- (7) 村木瑞穂, 荒木幹也, 小島孝之, 田口秀之, 志賀聖一, 「スリット噴射が矩形極超音速ノズルからの排気騒音に及ぼす影響」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 61 (2013) No. 5.
- (8) Mikiya Araki, Kohei Morita, Yasuhiro Takahashi, Takayuki Kojima, Hideyuki Taguchi, and Seiichi Shiga, "Experimental Investigation of Jet Noise Sources in a Hypersonic Nozzle at Takeoff", AIAA Journal, Vol. 53, No. 3 (2015), pp. 789-794. doi: 10.2514/1.J053336
- (9) 小島孝之, 田口秀之, 小林弘明, 佐藤哲也, 極超音速ターボジェットのインテーク始動性に関する検討, 第55回航空原動機・宇宙推進講演会, 2015
- (10) 島村佳成, 天野雄祐, 砂永和哉, 佐藤哲也, 田口秀之, 小島孝之, 観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)におけるエンジン及びインテーク形状の検討, 宇宙科学技術連合講演会講演集 58, 2014-11-12
- (11) 藤川貴弘, 土屋武司, 田口秀之, 観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)に向けた実験機形状・飛行軌道の最適設計, 平成26年度宇宙輸送シンポジウム, 2015/1/15-16
- (12) 小野正人, 松尾亜紀子, 田口秀之, 極超音速統合制御実験機HIMICOの空力性能に関する数値解析, 宇宙科学技術連合講演会講演集 58, 2014-11-12
- (13) 竹岡紫陽, 湊宣明, 小林冬馬, 遠藤一輝, 田口秀之, 安田大介, 米井佑輔, 極超音速ビジネスジェットの経済性評価モデル構築に関する研究, 研究・技術計画学会, 2014/10/18
- (14) Sato, T., Taguchi, H., Kobayashi, H., kojima, T., Masaki, D., Okai, K., Hongoh, M., Fujita, K., Sawai, S. and Fukiba, K., "Development study of a precooled turbojet engine," Acta Astronautica, Vol. 66, pp. 1169-1176, 2010.
- (15) 小林弘明, 田口秀之, 澤井秀次郎, 藤田和央, 小島孝之, 岡井敬一, 本郷素行, 正木大作, 石塚只夫, 原田賢哉, 丸祐介, 二村尚夫, 柳良二, 「飛行実験用極超音速ターボジェットエンジン制御装置の開発」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-08-012, 1-25, 2009.
- (16) 丸祐介, 澤井秀次郎, 橋本樹明, 坂井真一郎, 坂東信尚, 福家英之, 藤田和央, 小林弘明, 小島孝之, 田口秀之, 上野誠也, 宮路幸二, 門岡昇平, 「高々度気球を用いた超音速空気吸込式エンジンの飛行実験計画」, 日本マイクログラビティ応用学会誌, Vol. 26, No. 1, 2009.
- (17) Hideyuki TAGUCHI, Research and Development of Hypersonic Pre-cooled Turbojet Engine, Journal of the Japan Institute of Energy, 93, 187-192 (2014)
- (18) 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 本郷素行, 正木大作, 西田俊介, 富岡定毅, 植田修一, 齋藤俊仁, 極超音速予冷ターボジェットのマッハ4推進風洞実験, 第55回航空原動機・宇宙推進講演会, 2015
- (19) 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 本郷素行, 極超音速予冷ターボジェットの研究開発状況, 宇宙科学技術連合講演会講演集 58, 2014-11-12
- (20) Chavagnac, C., et al., "The HIKARI project and safety (of flight)," Proceedings of 65th IAC, IAC-14, D6, 2-D2.9, 4, x25, 2014.

# マイクロガスタービンの動作解析

## Dynamic Simulations of Microturbines

関 慧一\*1  
SEKI Keiichi

中野 晋\*2  
NAKANO Susumu

竹田 陽一\*2  
TAKEDA Yoichi

### ABSTRACT

A dynamic simulator for microturbines, which is composed with a centrifugal compressor, a premixed combustion burner, and a radial flow turbine, to calculate cycle behaviors from ignition to rated rotation and stop is developed. This dynamic simulator is composed of a kinetic equation of rotor, calculation models of compressor, combustor, turbine, and loss models. Calculation models for the centrifugal compressor, the premixed combustor, the radial flow turbine, mechanical losses like windage and bearing loss, and heat losses of combustor are shown. To ensure the simulation accuracy, experimental data taken from microturbine operations are compared with the calculation results. The simulation results show good agreements on the experimental data. Effects of mechanical losses and heat loss of combustor on the calculation results are discussed.

**Key words :** Dynamic simulation, Microturbine, Centrifugal compressor, Pre-mix combustor, Radial flow turbine

### 1. はじめに

火力発電はガスタービンのコンバインド化等、発電出力の高効率化が行われてきたが、固体酸化燃料電池(SOFC)とガスタービンを組み合わせたハイブリッドシステムによって発電効率60～70%を目指すシステムの開発が進められている<sup>(1)</sup>。高効率発電システムの開発と並行して、二酸化炭素排出削減の観点から、太陽光発電や風力発電といった再生可能エネルギーの導入が促進されている。再生可能エネルギーによる発電は、化石燃料を要しないという長所がある一方、発電出力が天候に左右される点や、電力需要に合わせた発電調整ができないという短所を有する。低炭素社会に向けた高効率発電システムの構築のためには、再生可能エネルギーによる発電出力の平準化や負荷調整は、今後の火力発電に要求される課題のひとつである。

高効率発電システムとしての期待の高いSOFCハイブリッドシステムは、熱容量が大きく動作の遅い電池システムと、高速回転を伴い動作の早いガスタービンシステムを組み合わせたシステムのため、システムの動作特性は、ガスタービンの運転状態に大きく影響される。また、再生可能エネルギーとの連携を考えた場合、再生可能エネルギーの負荷平準を行うには、ハイブリッドシステム

の部分負荷運転を要求される場合もある。部分負荷運転時の運用特性を把握するためには、ハイブリッドシステムのダイナミックシミュレータの開発が不可欠になる。

本研究ではハイブリッドシステムのダイナミックシミュレータを開発することを最終目的として、起動から運転終了までを予測できるガスタービン用のダイナミックシミュレータを開発する。

シミュレータはシステム計画時に適用されることを想定して、特定の機器に合わせ込んだモデルを用いるのではなく、既報文献や一般公開されているデータを元に構成した。これらの計算モデルがシステム動作に与える影響を評価し、加えて、精度検証として、津島<sup>(2)</sup>らが実施したマイクロガスタービンの無負荷運転データとの比較を行い、プログラムの有効性を検証する。

### 2. 記号の説明

$A_{ic}$  : 圧縮機入口流路断面積 [m<sup>2</sup>]

$A_1$  : 燃焼器ライナ断面積 [m<sup>2</sup>]

$A_2$  : 燃焼器断面積 [m<sup>2</sup>]

$C_M$  : 円板摩擦係数 [-]

$C_t$  : 燃焼ガスからタービン入口壁面への対流熱伝達[W/m<sup>2</sup>]

$C_0$  : 理論速度 [m/s]

$C_1$  : 燃焼ガスからライナへの対流熱伝達 [W/m<sup>2</sup>]

$C_{1ma}$  : 圧縮機入口流速の軸方向成分 [m/s]

$C_{1mu}$  : 圧縮機入口流速の周方向成分 [m/s]

$C_2$  : ライナから冷却空気への対流熱伝達 [W/m<sup>2</sup>]

$C_{2u}$  : 圧縮機出口流速の周方向成分 [m/s]

原稿受付 2014年9月26日

校閲完了 2015年4月8日

\*1 東北大学院  
〒980-8579 仙台市青葉区字青葉6-6-11-720

\*2 東北大学

$C_3$  : 冷却空気からケーシングへの対流熱伝達 [W/m<sup>2</sup>]  
 $D_1$  : ライナ直径 [m]  
 $F_C$  : 圧縮機軸方向にかかる力 [N]  
 $F_T$  : タービン軸方向にかかる力 [N]  
 $g$  : 重力加速度 [m/s<sup>2</sup>]  
 $G_f$  : 燃料流量 [kg/s]  
 $G_a$  : 乾き空気質量流量 [kg/s]  
 $h_{cb}$  : 燃焼器出口冷却空気エンタルピー [J/kg]  
 $h_f$  : 燃料のエンタルピー [J/kg]  
 $h_g$  : 燃料 1 kg に対する燃焼ガスエンタルピー [J/kg]  
 $h_{gb}$  : 燃料 1 kg に対する燃焼器出口燃焼ガスエンタルピー [J/kg]  
 $h_{gf}$  : 燃料 1 kg に対する燃焼直後燃焼ガスエンタルピー [J/kg]  
 $h_{it}$  : 燃料 1 kg に対するタービン入口ガスエンタルピー [J/kg]  
 $h_{ot}$  : 燃料 1 kg に対するタービン出口ガスエンタルピー [J/kg]  
 $h_{so}$  : スクロール出口空気エンタルピー [J/kg]  
 $H_u$  : 燃料の低発熱量 [J/kg]  
 $I$  : 慣性モーメント [kgm<sup>2</sup>]  
 $k_{gf}$  : 燃焼直後ガスの熱伝導率 [W/(m.K)]  
 $L_e$  : 圧縮機が空気になす仕事 [J/kg]  
 $M$  : タービンロータ質量 [kg]  
 $P_{it}$  : タービン入口圧力 [Pa]  
 $P_{ot}$  : タービン出口圧力 [Pa]  
 $r_{cb}$  : 圧縮機背面ロータ接続部半径 [m]  
 $r_{cf}$  : 圧縮機入口軸半径 [m]  
 $r_{oc}$  : 圧縮機出口半径 [m]  
 $r_r$  : ロータ半径 [m]  
 $r_s$  : スラスト軸受平均半径 [m]  
 $R_t$  : 燃焼ガスからタービン入口壁面への輻射熱伝達 [W/m<sup>2</sup>]  
 $R_1$  : 燃焼ガスからライナへの輻射熱伝達 [W/m<sup>2</sup>]  
 $S_{it}$  : 燃焼器出口からタービン入口までの表面積 [m<sup>2</sup>]  
 $S_1$  : ライナ表面積 [m<sup>2</sup>]  
 $S_2$  : ケーシング表面積 [m<sup>2</sup>]  
 $t$  : 時間 [s]  
 $T_{gfk}$  : 燃焼直後燃焼ガス温度 [K]  
 $T_{itk}$  : タービン入口ガス温度 [K]  
 $T_{otk}$  : タービン出口ガス温度 [K]  
 $T_{wtk}$  : ライナ壁面温度 [K]  
 $u_{1m}$  : 圧縮機入口平均径の周速 [m/s]  
 $u_2$  : 圧縮機出口周速 [m/s]  
 $u_3$  : タービン入口周速 [m/s]  
 $V_{ic}$  : 圧縮機入口空気比容積 [m<sup>3</sup>/kg]  
 $W_{bloss}$  : ジャーナルベアリング損失 [W]  
 $W_C$  : 圧縮機動力 [W]  
 $W_{closs}$  : 圧縮機の風損 [W]  
 $W_G$  : 発電機出力 [W]

$W_{loss}$  : 損失 [W]  
 $W_{rloss}$  : タービンロータの風損 [W]  
 $W_{sloss}$  : スラストベアリング損失 [W]  
 $W_T$  : タービン出力 [W]  
 $W_{tloss}$  : タービンの風損 [W]  
 $x$  : 大気の湿り度 [-]  
 $\varepsilon_{gf}$  : 燃焼直後燃焼ガスの輻射率 [-]  
 $\varepsilon_{w1}$  : ライナ壁面の輻射率 [-]  
 $\zeta$  : 円板摩擦係数 [-]  
 $\eta_{abc}$  : 断熱効率 [-]  
 $\eta_B$  : 燃焼効率 [-]  
 $\eta_{max}$  : タービン最大流体効率 [-]  
 $\eta_{mc}$  : 圧縮機流体効率 [-]  
 $\eta_{mcloss}$  : 圧縮機流体率低下量 [-]  
 $\eta_{mc0}$  : 圧縮機基本効率 [-]  
 $\eta_{mt}$  : タービン流体効率 [-]  
 $\eta_{ratio}$  : タービン流体効率比 [-]  
 $\eta_{PTO}$  : ポリトロップ効率 [-]  
 $\kappa$  : 空気の比熱比 [-]  
 $\mu_{gf}$  : 燃焼直後燃焼ガス粘性係数 [Pas]  
 $\mu_2$  : 潤滑油の動摩擦係数 [-]  
 $\rho_c$  : 圧縮機空気密度 [kg/m<sup>3</sup>]  
 $\pi$  : 円周率 [-]  
 $\sigma$  : ステファンボルツマン定数 [W/(m<sup>2</sup>.K<sup>4</sup>)]  
 $\tau$  : 作用トルク [Nm]  
 $\varphi$  : 流量係数 [-]  
 $\omega$  : 角速度 [rad/s]

### 3. 対象ガスタービンシステム

本シミュレータの解析対象ガスタービンシステムの概略構成を図1に示す。本研究では小型ガスタービンシステムを対象とするため、遠心圧縮機、予混合燃焼器、半径流タービン、及び発電機で構成される。

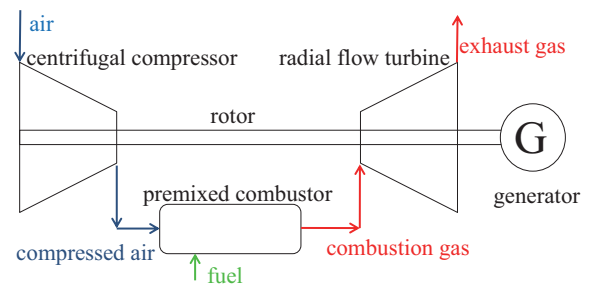


Fig. 1 System diagram of objective turbine

## 4. 計算モデル

### 4.1 ロータの運動方程式

タービンロータの運動は角運動量保存式で表される。

$$I \frac{d\omega}{dt} = \tau \quad (1)$$

式(1)の両辺に角速度 $\omega$ を掛け、左辺を変形し、タービンロータにかかる仕事を遠心圧縮機動力 $W_C$ 、半径流タービン出力 $W_T$ 、発電機出力 $W_G$ 、ロータ損失 $W_{loss}$ によって表すと、角速度 $\omega$ の2乗の時間変化がロータに働く仕事の和として式(2)のように表される。

$$\frac{d\omega^2}{dt} = \frac{2}{I} (W_T - W_C - W_{loss} - W_G) \quad (2)$$

### 4.2 遠心圧縮機の計算モデル

#### 4.2.1 空気流量

圧縮機に流入する乾き空気質量流量 $G_a$ は式(3)で表される。ここで圧縮機入口流速軸方向成分 $C_{1ma}$ は濱島<sup>(3)</sup>の提唱する周速度に比例する経験式を用いる。また圧縮機入口の状態量は大气と圧縮機入口間のエネルギー保存則とポリトロプ変化を仮定して算出する。

$$G_a = \frac{A_{ic} C_{1ma}}{V_{ic}} \quad (3)$$

#### 4.2.2 遠心圧縮機動力

遠心圧縮機動力 $W_C$ は、圧縮機が空気になす仕事 $L_e$ 、空気質量流量 $G_a$ 、遠心圧縮機流体効率 $\eta_{mc}$ 、用いて式(4)で表される。

$$W_C = \frac{1}{\eta_{mc}} (1+x) G_a L_e \quad (4)$$

式(4)で、圧縮機が空気に対してなす仕事 $L_e$ は、圧縮機の出入口の周速と流速の周方向成によって表されるオイラーヘッドの式で計算する。

$$L_e = C_{2u} u_2 - C_{1mu} u_{1m} \quad (5)$$

遠心圧縮機流体効率 $\eta_{mc}$ は遠心圧縮機基本効率 $\eta_{mc0}$ と遠心圧縮機の翼車とケーシング間隙によってもたらされる効率低下量<sup>(4)</sup> $\eta_{mcloss}$ によって式(6)のように表される。

$$\eta_{mc} = \eta_{mc0} (1.0 - \eta_{mcloss}) \quad (6)$$

遠心圧縮機基本効率 $\eta_{mc0}$ は圧縮機の一般的特性としてAungier<sup>(5)</sup>が提唱する効率を用いる。それは、式(7)で表される流量係数 $\phi$ を変数として図2に示す曲線で表される。本計算では、Aungierの効率曲線を基準効率曲線とし、後述する半径流タービンと同様の効率幅を設定し、それぞれ上限効率曲線と下限効率曲線とした。

$$\phi = \frac{A_{ic} C_{1ma}}{\pi r_{oc}^3 \omega} \quad (7)$$

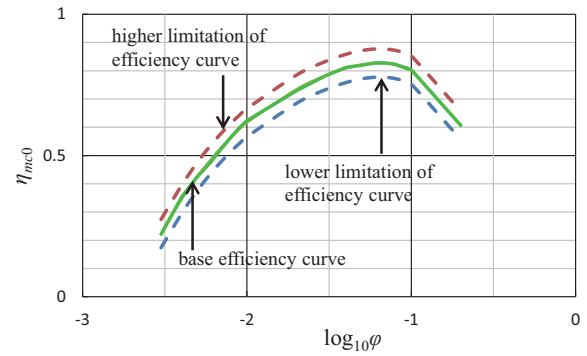


Fig. 2 Efficiency curves of centrifugal compressor

### 4.3 予混合燃焼器の計算モデル

計算対象とする予混合燃焼器の概略構造を図3に示す。燃料1 kgに対する燃焼直後燃焼ガスエンタルピー $h_{gf}$ を圧縮空気のエンタルピー $h_{so}$ と燃焼器ライナ内に入る乾き空気流量 $A_1 G_a / A_2$ 、燃料のエンタルピー $h_f$ と燃料流量 $G_f$ を用いて式(8)で計算する。

$$h_{gf} = h_{so} \frac{A_1 G_a}{A_2 G_f} + h_f + \eta_B H_u \quad (8)$$

ここで燃焼効率 $\eta_B$ は、燃料がプロパンガスであることと、プロパンガスを燃料とした出力数百W級のガスタービンにおいて燃焼効率99.5%以上<sup>(6)</sup>を達成していることを考慮して、ここでは99.8%と仮定した。

熱損失を考慮すると燃料1 kgに対する燃焼器出口燃焼ガスエンタルピー $h_{gb}$ は式(9)で表される。

$$h_{gb} = h_{gf} - \frac{(R_1 + C_1) S_1}{G_f} \quad (9)$$

また、冷却空気は燃焼器のライナとケーシングの間を流れるのでライナから熱を受け取り、ケーシングに熱を伝える。このことを考慮すると燃焼器出口冷却空気エンタルピー $h_{cb}$ は式(10)で表される。

$$h_{cb} = h_{so} + \frac{C_2 S_1 - C_3 S_2}{\frac{A_2 - A_1}{A_2} G_a} \quad (10)$$

式(9)及び式(10)で用いられる輻射熱伝達や対流熱伝達はLefebvre<sup>(7)</sup>が提唱する式を用いた。つまり、燃焼ガスからライナへの輻射熱伝達 $R_1$ は式(11)で、燃焼ガスからライナへの対流熱伝達 $C_1$ は式(12)で表される。ライナから冷却空気への対流熱伝達 $C_2$ と冷却空気からケーシングへの対流熱伝達 $C_3$ も式(12)と同様にして計算する。

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \epsilon_{w1}) \epsilon_{gf} T_{gfk}^{1.5} (T_{gfk}^{2.5} - T_{wfk}^{2.5}) \quad (11)$$

$$C_1 = 0.02 \frac{k_{gf}}{D_1^{0.2}} \left( \frac{A_1 G_a + G_f}{A_1 \mu_{gf}} \right)^{0.8} (T_{gfk} - T_{wfk}) \quad (12)$$

燃焼器出口燃焼ガスエンタルピー  $h_{gb}$  と燃焼器出口冷却空気エンタルピー  $h_{cb}$  から、最終的に燃焼器から出る燃焼ガスエンタルピー  $h_g$  を求める。

$$h_g = \frac{h_{gb}G_f + h_{cb} \frac{A_2 - A_1}{A_2} G_a}{G_f} \quad (13)$$

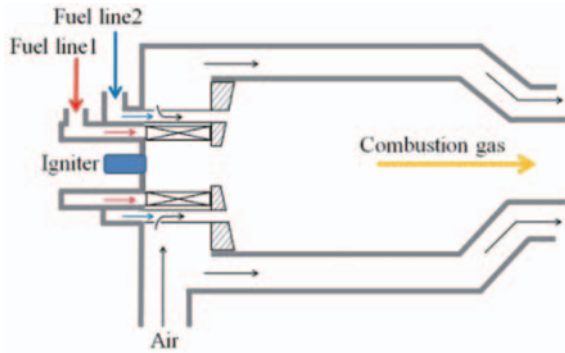


Fig. 3 Premixed combustor

#### 4.4 半径流タービンの計算モデル

燃焼器出口からタービン入口までの熱損失を考慮するとタービン入口のエンタルピーは式(14)で表される。

$$h_{it} = h_g - \frac{(R_t + C_t)S_{it}}{G_f} \quad (14)$$

燃焼器出口からタービン入口までの輻射熱伝達  $R_t$  と対流熱伝達  $C_t$  は式(11)及び(12)と同様にして計算する。

タービンの膨張過程をポリトロープ変化と仮定すると、タービン出口ガス温度は式(15)のように表される。

$$T_{otk} = T_{itk} \left( \frac{P_{ot}}{P_{it}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (15)$$

ここでポリトロープ効率  $\eta_{PTO}$  は作動流体を理想気体と仮定して速度エネルギーを無視した断熱仕事の関係式から次式で表される。

$$\eta_{PTO} = \frac{\ln \left[ 1 - \eta_{abc} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{ot}}{P_{it}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} \right]}{\ln \left( \frac{P_{ot}}{P_{it}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (16)$$

タービン出口ガス温度からタービン出口ガスエンタルピーが求まり、タービン出力は式(17)で表される。

$$W_T = \eta_m G_f (h_{it} - h_{ot}) \quad (17)$$

半径流タービンの流体効率  $\eta_m$  は公開運転データ<sup>(8)</sup>を元に式(18)のように設定した、つまり最大効率は圧力比で決まり、その最大効りに周速  $u_3$  と理論速度  $C_0$  との比による効率補正を行う。

$$\eta_m = \eta_{max} \times \eta_{ratio} \quad (18)$$

図4に示すように公開運転データから圧力比に対する最大流体効率の近似曲線を引いて基準効率曲線とした。また、全ての公開運転データを内包する十分なバンドとして、基準効率+5%を上限効率曲線とし、基準効率-5%を下限効率曲線とした。速度比  $u_3/C_0$  に対する効率補正は図5に示す効率比曲線<sup>(8)</sup>を用いた。

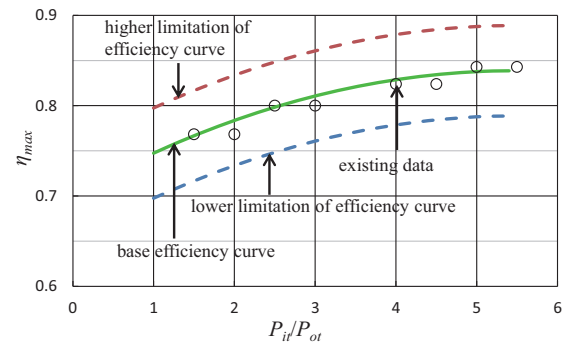


Fig. 4 Maximum efficiency curves of radial flow turbine

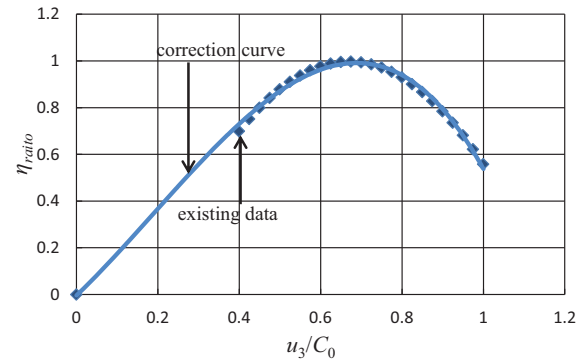


Fig. 5 Correction curve of radial flow turbine efficiency

#### 4.5 風損及び軸受損失の計算モデル

ロータ損失  $W_{loss}$  は、式(19)で表される。

$$W_{loss} = W_{closs} + W_{tloss} + W_{rloss} + W_{bloss} + W_{sloss} \quad (19)$$

ここで、遠心圧縮機の風損  $W_{closs}$  は式(20)<sup>(9)</sup>で計算する。半径流タービンの風損  $W_{tloss}$  とタービンロータの風損  $W_{rloss}$  も式(20)と同様にして計算する。

$$W_{closs} = \frac{C_M}{4} \rho_c \omega^3 \left[ (r_{oc}^5 - r_{cf}^5) - (r_{oc}^5 - r_{cb}^5) \right] \quad (20)$$

ジャーナルベアリング損失  $W_{bloss}$  とスラストベアリング損失  $W_{sloss}$  はそれぞれ式(21)、式(22)で計算する。

$$W_{bloss} = \mu_2 Mg \omega r_f \quad (21)$$

$$W_{sloss} = \mu_2 |F_C + F_T| \omega r_s \quad (22)$$

$F_C$  と  $F_T$  は、翼車出入口の運動量変化により発生する力を無視して、ハブ面と背面上の静圧をオイラーの式から翼車半径の2次式として計算する簡易的な手法<sup>(10)</sup>で計算した。

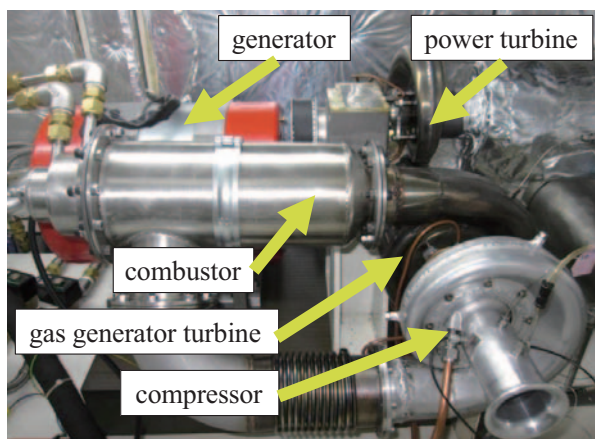


Fig. 6 Outside of reference microturbine for verification

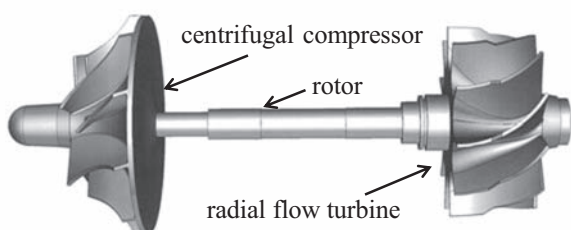


Fig. 7 Side view of the turbine rotor

Table 1 Characteristic values of reference microturbine for verification

	compressor	turbine	rotor
diameter [mm]	65	56	9.1
mass [g]	51.9	221.2	42.0
axial direction length [mm]	24.8	27.3	72.6
inertia moment $\times 10^{-6}[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$	22.8	39.6	31.8

Table 2 Fuel flow rate

	0~5 [s]	5~10 [s]	10~15 [s]	15~20 [s]	20~30 [s]
65 L/min	0→45	50	55	60	65
25 L/min	0→18	20	22	24	25

## 5. 検証用マイクロタービンシステムと計算方法

検証用タービンは、図6に示すガスジェネレータータービン（ソフィアプレジジョン製）で、津島ら<sup>(2)</sup>の実験結果を比較検証データとして参照した。タービンロータの外観を図7に、その代表数値を表1に示す。燃焼器の代表数値は、ライナ直径91.0mm、ケーシング直径110.0mm、全長266mmである。津島ら<sup>(2)</sup>の実験では、タービンは空気ポンプから供給される圧縮空気によって起動する。圧縮空気供給後、タービン回転数が20,000rpmに到達した段階で、燃料供給を開始して着火を行う。また、燃料の供給と同時に、圧縮空気の供給を停止する。着火後の燃料の投入方法は表2に示すように段階的に供給量を増加した。

計算の初期値は、津島らの実験方法と同様に着火回転数20,000rpmを与えた。検証用タービンの圧縮空気によ

る起動は、このタービン特有の起動方法のため、本計算の対象外とした。また、燃料流量の供給は、実験と同様に表2に示した方法で与え、式(2)のロータの運動方程式を時間積分していく。時間積分にはルンゲ・クッタ法を用いた。

実験データと計算結果の比較は燃料流量65L/minと25L/min運転時の回転数とタービン入口ガス温度（TIT）を用いた。

## 6. 計算結果

### 6.1 燃焼器の熱損失と機械損失の影響

燃料流量65L/minの燃料流量曲線を与え、燃焼器の熱損失とロータの機械損失の有無を考慮した4ケースの計算結果と実験結果の比較を図8、図9に示す。初めに熱損失の影響を調べる。起動時及び一定燃料供給時は、熱損失を考慮することで考慮しない場合に比べて回転数及びTITは低下する。この低下量は起動時により大きくなる。起動時は燃焼器ライナとケーシングのメタル温度が低いため熱損失の影響が顕著になるためと考えられる。燃料流量一定領域では、回転数に関しては両者の差異は少なくなるが、TITは約50℃の差異が生じている。停止時に関しては、起動時とは逆に熱損失を考慮した方が回転数とTITは高くなる。熱損失を考慮しないケースでは、燃料遮断と同時に熱源が喪失されるため、回転数及びTITとも急激に低下する。これに対して熱損失を考慮するケースでは、燃焼器ライナから冷却空気に対流熱伝達と輻射熱伝達によって熱が伝えられ、これが燃料遮断後のTITの加熱減となるため、燃料遮断後も即座の低下は見られない。この傾向はTITにおいてより顕著に表れている。

機械損失の影響に関しては、図8、図9から分かるように、熱損失の影響ほど顕著な影響は表れていない。これは、風損及びベアリング損失が、燃料流量一定領域においても約0.028kWとタービン仕事8.515kWに比べて、極めて少ないためである。なお、図8において、起動時の50秒までで回転数がそれ以降の時間帯よりも高いのは、タービン起動用として圧縮機に供給してタービンロータを昇速する圧縮空気の影響のためである。本シミュレータでは起動時の圧縮空気供給は考慮していないので、この動作は反映できていない。また、停止時の回転数にバラツキが現れるのは計測誤差の影響と思われる。津島ら<sup>(2)</sup>の実験では回転数は光センサで計測しており、停止時に計測ノイズの影響が現れたものと思われる。

以上より、検証用のマイクロタービンでは、燃焼器の熱損失は起動から停止までの挙動に明確な影響を与え、機械損失は燃料遮断後の挙動に影響を及ぼすことが示された。



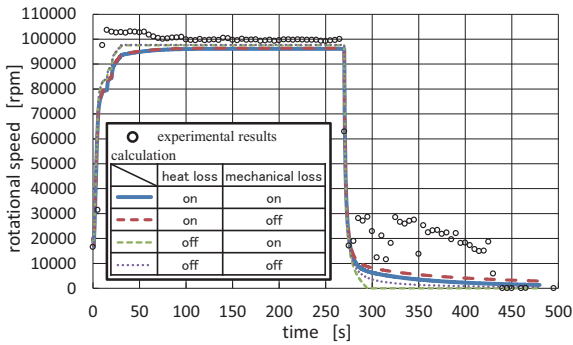


Fig. 8 Comparison of calculation and measured results over rotational speed (fuel flow rate 65L/min)

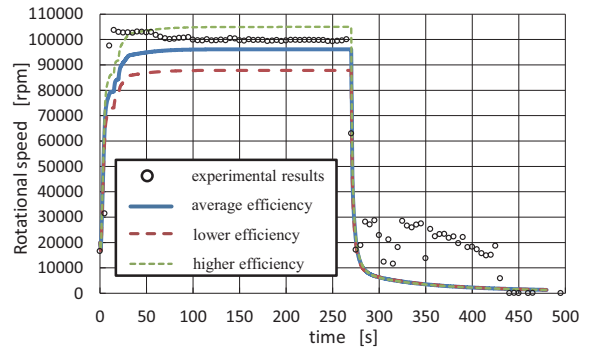


Fig.10 Comparison of calculation and measured results over rotational speed (fuel flow rate 65L/min)

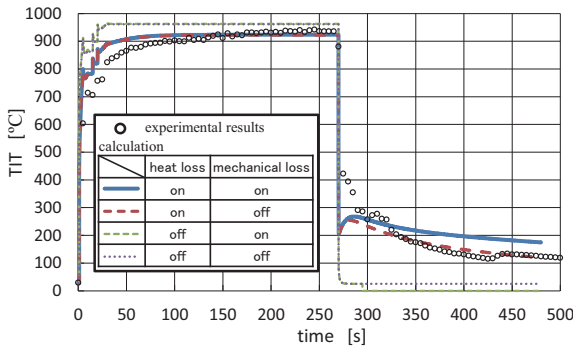


Fig. 9 Comparison of calculation and measured results over turbine inlet temperature (fuel flow rate 65L/min)

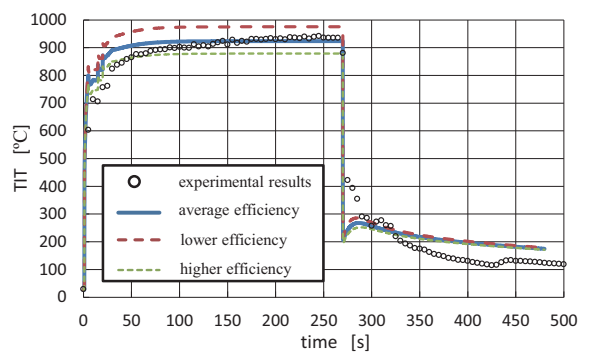


Fig.11 Comparison of calculation and measured results over turbine inlet temperature (fuel flow rate 65L/min)

6.2 圧縮機効率とタービン効率の影響

燃料流量65L/minと25L/minの燃料流量曲線それぞれのケースで圧縮機効率とタービン効率を、上限効率曲線を適用した場合、基準効率曲線を適用した場合、及び下限効率曲線を適用した場合の計算結果と試験運転データとの比較を図10から図13に示す。

65L/minのケースを示す図10, 図11では基準効率曲線と上限効率曲線の二つのケースの中間に実験結果が位置する。また、25L/minのケースを示す図12, 図13では下限効率曲線のケースが実験結果に最も近い値を示している。検証用タービンは定格回転数130,000rpmで設計されたタービンであり、回転数が100,000rpmになる燃料流量65 L/minのケースで、圧縮機とタービンの効率が低い側で実験値に近くなり、燃料流量25L/minの回転数が50,000rpmと定格回転数に比べて低いケースで、効率値が低い側で実験値と近くなる。これは一般的なタービンシステムの特徴と矛盾しない結果になっている。ただし、図13に示す燃料流量25L/minのTITに関しては、下限効率線を越えており、これは実験に用いた圧縮機の効率が、基準線-5%よりも更に低下したため空気流量が計算結果に比べて低下していることが原因として考えられる。燃料流量25L/minの場合、燃料流量一定領域の回転数が定格回転数の38%と低速な領域であり、このような領域に関してバンド幅を更に広げる等、圧縮機性能の低下を考慮する必要がある。

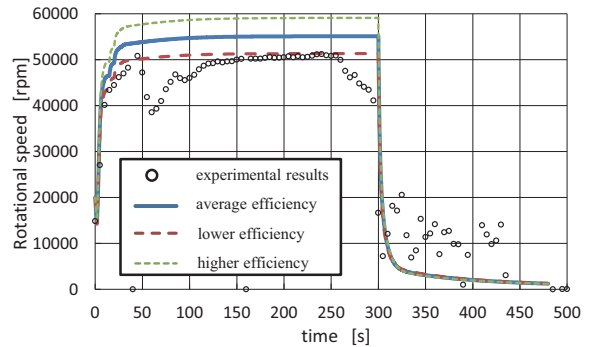


Fig.12 Comparison of calculation and measured results over rotational speed (fuel flow rate 25L/min)

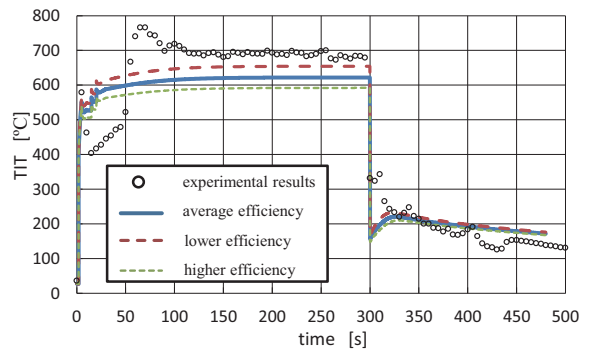


Fig.13 Comparison of calculation and measured results over turbine inlet temperature (fuel flow rate 25L/min)

なお、図12, 13においても起動用圧縮空気の供給の影響が現れ、回転数が低い分、その影響が顕著に表われてくる。つまり図12において、50秒後の圧縮空気の供給停止直後に回転数が一旦低下する。また図13において50秒までは圧縮空気の供給による空気流量増加のためTITが低めになり、50秒以降は圧縮空気供給停止と回転数の低下により空気流量が低下するため、TITは急激に上昇する。図12の停止時も、図10と同様に回転数のバラツキが表れている。

以上のように、圧縮機およびタービンの効率は、システム動作に直接影響を与える。本計算では、燃料流量25L/minのタービン入口ガス温度で、実験値と計算結果との差異が増加した。本シミュレータは、システム計画時に適用することを想定し、特定機器との合わせこみは行わないことを開発条件とした。しかし、今後、計算対象機器が明確な場合や、設計点から大きく外れる運転条件での計算を行う上では、対象機器との合わせこみを行い、予測精度を向上させる必要があると考える。

## 7. 結言

遠心圧縮機、予混合燃焼器、半径流タービンからなるマイクロガスタービンを対象として、公開運転データを元にした計算モデルによるダイナミックシミュレータを開発した。マイクロタービンの無負荷運転実験値と比較して以下の知見を得た。

(1)熱損失と機械損失を考慮することで、計算結果は起動から停止までの実験結果と同等の動作を示した。特に熱損失は運転全体に明確な影響を与えるのに対し、機械損失は停止時にわずかな影響を与えるだけであることが示された。

(2)圧縮機とタービンの流体効率に公開データからなる効率曲線を基準曲線とし、その上限値と下限値を与えることにより、燃料流量の異なる運転条件に対しても実験値と良好に一致する結果が得られた。

## 参考文献

- (1) 小林由則, 安藤喜昌, 加幡達雄, 西浦雅則, 富田和男, 眞竹徳久: 究極の高効率火力発電.SOFC (固体酸化物形燃料電池) トリプルコンバインドシステム, 三菱重工技報, Vol.48, No. 3 (2011) pp.16-21.
- (2) 津島洋輔, 竹田陽一, 大地昭生: 吸気水噴霧を用いたマイクロガスタービン複合発電システム構築と運転特性評価, 日本機械学会東北支部第46期総会・講演会講演論文集, (2011) pp.112-113.
- (3) 濱島操: ガスタービン設計, 近代工業出版, (1965).
- (4) 妹尾泰利, 速水洋, 石田正弘, 中島晃治, 李福忠: 遠心圧縮機の性能に及ぼす羽根車翼端隙間分布の影響, 日本機械学会論文集 (B編), 53巻, 486号, (1987) pp.496-499.
- (5) Aungier, R., H.: Centrifugal Compressors A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis, ASME PRESS, (2000).
- (6) 桜井, 芳賀, 湯浅, 村山, 出力数百W級超小型ガスタービン用プロパン燃焼器の開発, 日本機械学会論文集 (B編), 75巻751号 (2009-3).
- (7) Lefebvre, A., H.: Gas Turbine Combustion, Taylor & Francis, (1983).
- (8) Balje, O., E.: TURBOMACHINES, JOHN WILEY & SONS, (1981)
- (9) 妹尾泰利: 内部流れ学と流体機械, 養賢堂, (1982)
- (10) Nakano, S., Tsubouchi, K., Inoue, T., Kishibe, T., Shiraiwa, H.: A study on thrust of radial turbines that have a permanent magnet generator rotor in a common shaft, IGTC2011-0170, (2011).

## 2014年度通常総会報告

公益社団法人 日本ガスタービン学会の2014年度通常総会は、2015年4月21日(火)14時より、三菱重工横浜ビル33階大会議室において開催された。出席者は委任状提出者、議決権行使者を含めて1479名であり、定款に定められた成立要件である総正会員数の過半数998名を満たし、総会は成立した。

### 報告事項

2014年度事業報告・監査結果報告  
2015年度事業計画および収支予算  
以上について担当理事より報告された。

### 決議事項

第1号議案：計算書類・財産目録の件 承認  
第2号議案：理事選任の件 10名の候補者全員を承認  
第3号議案：補欠理事選任の件 1名の候補者を承認  
第4号議案：監事選任の件 2名の候補者全員を承認  
第5号議案：定款一部変更の件 承認  
(第5条、第24条および第35条を改定、  
定款に定められた総正会員数の3分の2、即ち1330名  
以上の賛成を確認)

第6号議案：名誉会員候補者の件 承認  
第7号議案：終身会員候補者の件 承認

以上の通り、いずれの議案も原案通り承認された。

総会終了後、別室にて第1回臨時理事会が開催された。出席理事の互選により田沼唯士君が新会長に、副会長には久山利之君が選定され、また法人管理及び公益事業担当の執行理事13名が決定された。その後、総会会場にて新役員体制が田沼唯士新会長から報告され、新旧会長から挨拶があった。引き続き名誉会員推薦状授与式が行われた。

なお、2014年度通常総会添付書類(2014年度事業報告、計算書類および財産目録、2015年度事業計画・収支予算)は、学会ホームページの会員ページに掲載されている。



## 2015年度役員名簿

会長	田沼 唯士 (帝京大)
副会長	久山 利之 (川崎重工)
法人管理担当執行理事	伊東 正雄 (東芝), 木下 康裕 (川崎重工), 鈴木 健 (IHI), 安田 聡 (MHPS)
公益目的事業担当執行理事	壹岐 典彦 (産総研), 小森 豊明 (三菱重工), 佐藤 哲也 (早大), 西澤 敏雄 (JAXA), 姫野 武洋 (東大), 藤井 智晴 (電中研), 細川 哲也 (JALエンジニアリング), 山本 誠 (東京理科大), 吉田 英生 (京大)
理事	野崎 理 (高知工大), 原田 広史 (物材研), 松崎 裕之 (酒田共同火力), 輪嶋 善彦 (本田技術研), 渡邊 啓悦 (荏原)
監事	坂田 公夫 (SKYエアロスペース研), 渡辺 康之 (IHI)

## 2015年度特別講演会報告

佐藤 哲也  
SATO Tetsuya

本特別講演会は、4月21日に開催された、2014年度通常総会の後、三菱重工横浜ビル33階会議室において約70人の参加者を集めて開催されました。

今回の特別講演は、Pratt & Whitney, PW1000G PurePower Engine Familyの担当副社長であるGraham Webb氏に「Advances in the Application of Geared Turbofan Engines for Commercial Aircraft」というタイトルで、ご講演をお願いしました。PW1000GファミリーのひとつであるPW1200Gエンジンは、御存知の通り、昨年ロールアウトされたMitsubishi Regional Jet (MRJ)に搭載されているギアードターボファン・エンジン(GTF)であり、Fan Drive Gear Systemを採用し、効率に優れ、運航経済性と環境適合性が従来エンジンと比べて、飛躍的に向上されたものです。大変、タイムリーな話題で、個人的に、本報告書を書かなければいけないということを差し引いても、講演を非常に楽しみにしておりました。

Graham Webb氏は、ジョージア工科大学のMaterial ScienceでPh.D.を取得され、現在の職に就くまでに、ヘリコプター用、船用、産業用ガスタービンの開発、RL-10, RD-180等の液体ロケットエンジンやスペースシャトルメインエンジンのターボポンプの開発を担当された経歴をもちます。すなわち、産業用、航空用、宇宙用の推進系全てに携わっていることとなります。私自身、航空機と宇宙機の間で、研究を行ってききましたが、航空の考え方と宇宙の考え方は、かなり違っており、Webb氏がどのように考えているか非常に興味がありました。

さて、講演では、最初に、GTFについての基本的なコンセプトが紹介されました。これまで、ジェットエンジンは高バイパス比化によって、騒音低減、燃費向上がなされてきましたが、従来の直結型2軸エンジンでは、ファンと低圧圧縮機(LPC)の回転数を合わせる必要があるため、燃費向上の限界に近づいています。GTFは、Fan Drive Gear System (FDGS)を導入することで、LPCの回転数を独立に上げ、効率化を図ることにより、段数を削減させて重量を軽減し、燃費の劇的な向上を図るというものです。また、部品点数(特に低圧タービン)の大幅削減、高圧タービンの温度低減等により、整備コスト削減のメリットが生まれます。翼列の段数や圧力比などについて、具体的な数値を示しながら説明していただいたので、イメージがつかみやすく大変勉強になりました。

次に、PW1000Gファミリーのラインナップについて、MRJ, CSeries, Embraer, MC21, A320neo用等のGTFと、同一のコアを使ったPW800(GTFではない)が紹介されました。さらには、個々の要素技術についての解説がありました。本エンジンの核となるFDGSにおいては、ジャーナルベアリングを用いたSTARシステムの構造について説明され、自動車や風車等と比較して、いかに高出力でコンパクトであるかがわかりました。また、空力性能が高く、疲労に強い圧縮機や小型シンプルでかつ耐環境性に優れた燃焼器等のお話もありました。タービンの単結晶材、耐熱コーティング、冷却技術に関しては、もともとが材料系のご専門であるためか、詳細に解説なされておりました。最後に、新しいシステムであるGTFエンジンの繰り返し試験の実績と今後の市場展開についてお話され、講演を締めくくられました。

質疑応答については、耐熱コーティングや冷却方法、GTFシステムの大型化の限界についての専門的な質問から、次のマーケティング戦略や更に将来の技術開発展望に至るまで様々な質問が活発に出されました。なかなか答えにくい質問もありましたが、ユーモアを交えながら回答されていました。

非常に活気ある講演会であり、あっという間に時間がたってしまったという印象です。本講演会には、大学の学生も参加しており、普段の授業では聞けない内容に、非常に感銘を受けていたようです。

最後になりますが、ご講演いただいたGraham Webb氏に感謝の意を表します。また、特別講演会にご参加いただいた皆様、会場準備等にご協力頂きました三菱日立パワーシステムズの皆様に御礼を申し上げます。

(集会行事委員会 委員長)



## 2014年度第2回見学会報告

浜辺 正昭  
HAMABE Masaaki

2015年2月9日(月)、東京都立川市にある防衛省技術研究本部航空装備研究所にて見学会が開催された。当日は厳しい冷え込みにも関わらず、参加者32名(うち学生8名)と大変盛況であった。

最初に、管理庁舎講堂において研究施設および研究活動についての概要説明があった。同研究所は1958年に現在の地に開設され、自衛隊が使用する航空機、エンジン、誘導武器についての研究や試験等を行っている。研究体制としては、航空機、エンジン、誘導武器それぞれの要素技術を研究する航空機技術研究部と誘導武器技術研究部、それらをシステムインテグレートするシステム研究部からなっている。

概要説明の後、管理庁舎前で記念撮影を行い、2グループに分かれて、無人機、ジェットエンジン、資料館の3施設を見学した。

無人機の展示場では、同研究所における研究開発状況を説明していただいた後、大小様々な試験機やテレビでも紹介された球形飛行体を見学することができた。

ジェットエンジンの展示場では、開発エンジンの実機や部品を間近に見ながら、同研究所が中心となって開発されてきた各種エンジンの研究開発状況や技術的な特徴などを説明していただいた。中等練習機T-4向けターボファンエンジンF3については、開発初号機のF3-1に始まりF3-20を経て機体搭載形態のF3-30、さらにはF3-30をベースに試作された研究用のアフターバーナー付き形態であるXF3-400まで計4台のエンジンが展示されており、開発が進むにつれ技術が洗練されていく様子を窺い知ることができた。また、固定翼哨戒機P-1向け高バイパス比ターボファンエンジンF7については、旅客機用エンジンの型式承認試験に相当する鳥打ち込みや氷吸い込み試験など、普段目にする事のない貴重なエンジン試験の映像に参加者全員が見入っていた。

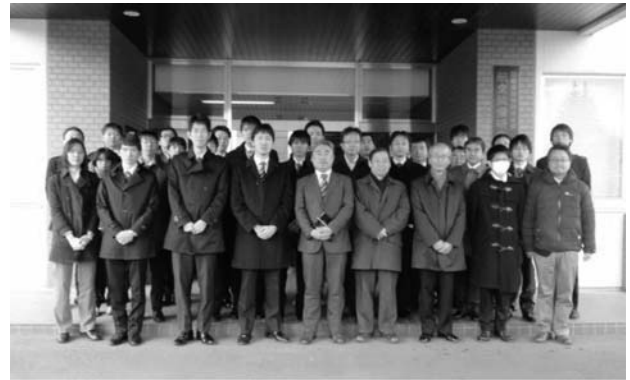
資料館では、支援戦闘機F-2の主翼や観測ヘリコプターOH-1のローター・ハブに世界で初めてCFRPを適用した際の逸話など、具体的なエピソードを交えながら分かり

やすく説明していただいた。また、その技術の重要性にとどまらずエンジニアとしての姿勢も含め、参加者にとって刺激となる話を熱く語っていただいた。

各施設の見学中だけでなく、講堂に戻ってからも活発な質疑応答が行われ、参加者の関心の高さが窺えた。

最後に、本見学会を実施するにあたり多大なご尽力・ご協力をいただいた防衛省技術研究本部航空装備研究所の皆様、そしてご参加いただいた皆様に、心より御礼を申し上げます。

(集会行事委員会委員)



管理庁舎前での集合写真



質疑応答の様子

## 訃 報

ご逝去の報に接し、謹んで哀悼の意を表すとともに、ご冥福をお祈り申し上げます。

名誉会員 妹尾 泰利 氏

2015年1月7日逝去（享年90歳）

### 【本会関係略歴】

入会 1972年5月

理事（GTSJ 5,6期）、監事（GTSJ 16期）

評議員（GTCJ 1,2,3,4期）（GTSJ 1,2,3,4,7,8,9,10,11,12,14,15期）

1994年4月名誉会員

### 【略歴】

1945年9月	九州帝国大学工学部卒業
1947年10月	九州帝国大学流体工学研究所助手
1948年1月	九州大学流体工学研究所助教授
1949年5月	九州大学応用力学研究所助教授
1952年5月	工学博士
1958年5月	米国マサチューセッツ工科大学助教授
1960年6月	米国エアリサーチ社上級研究員
1964年9月	九州大学生産科学研究所教授（1987年3月まで）
1966年4月	九州大学工学部教授（併任、1973年3月まで）
1981年4月	九州大学生産科学研究所長（1983年3月まで）
1987年4月	九州大学名誉教授
1987年7月	三浦工業(株)取締役（1994年3月まで）
1988年9月	中国東北工学院名誉教授
1989年11月	紫綬褒章受章
2003年6月	日本学士院賞受賞

## 妹尾泰利先生とガスタービンの思い出

速水 洋\*1

筆者は1981年10月より文部省在外研究員として10か月間、米国、英国、欧州を滞り・訪問する機会を得た。電子メールがない時代、コミュニケーションはほぼ航空便のみであった。妹尾先生とのいろいろな研究の打合せのなかで、1982年4月から発足した独立大学院の講義の話があった。「機器工学」の講義で、ガスタービンをベースに講義をしてはの提案を受けた。英国に移動した後で、RJ500の日英プロジェクトが進められていた時であった。これからはガスタービンの時代と日頃話をされていた先生からの勧めで、滞在先で講義資料を探した。テキストのベースとなる一冊の書籍<sup>(1)</sup>を、早速、購入した。

先生とガスタービンとの関わりは、先生の米国滞在時代にさかのぼる。印象的な話は、ガスタービンの特徴をより鮮明に理解するための図1で、水車、蒸気エンジン、内燃機関、蒸気タービンとガスタービンへの変遷図であった。産業革命時にスタートした往復動蒸気エンジンは内燃機関と蒸気タービンとしてそれぞれ成熟した動力機関に変遷したが、熱交換器や往復動不連続性など弱点がそれぞれにあった。それらの課題を克服した、すなわち熱交換器がなく回転機械の連続運転が可能なガスタービンこそがこれからの動力機関だと力説されておられた。

ガスタービンそのものの実機研究等は大学では困難な環境であったが、圧縮機ならびにタービンに関する流体

工学的諸問題を精力的に解決された。特に、「遠心ターボ機械内の流れに関する流体力学的研究」の学術業績により2003年度日本学士院賞を受賞された<sup>(2)</sup>。また、1989年には紫綬褒章を受章された。

妹尾先生には、卒論研究以来、1987年に定年退官された後も、公私ともにお世話になった。感謝の気持ちでいっぱいである<sup>(3)</sup>。研究室では日々のコーヒブレーク、月一度ペースの報告会、年一度の九重登山研修会など、議論をするとともに、研究への情熱と優しさに触れる機会であった。研究室には研究モットーが掲示されていた(図2)。先生が、米国滞在中、MITガスタービン研究室に掲示されたものがベースであった(和訳は文献<sup>(3)</sup>を参照されたい)。

妹尾先生は2015年1月7日に逝去された。享年90歳であった。妹尾先生の卓越した流れモデル化の美学に加えて、研究モットーなどを少しでも伝承できれば思っている。ありがとうございました(合掌)。

- (1) Cohen, H., Rogers, G.F.C., Saravanamuttoo, H.I.H., Gas Turbine Theory, 2<sup>nd</sup> Edition, Longman (1972).
- (2) 速水, 妹尾泰利先生学士院賞受賞!! , ターボ機械, 31-5 (2003), 1.
- (3) 速水, 研究と人との出会い, 日本機械学会論文集B編, 74-741 (2008), 993-994.

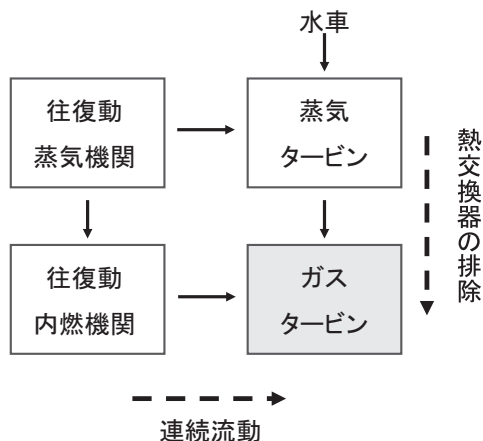


Fig. 1 動力機関の変遷図

- **WAIT! THERE IS A BETTER WAY TO DO THE JOB.**
- **CRITICIZE WHAT YOU HAVE DONE YESTERDAY, BEFORE YOU CONTINUE THE WORK TODAY.**
- **WRITE DOWN ALL THE ASSUMPTIONS. THINK THEM OVER, WHETHER THOSE ASSUMPTIONS ARE FULLY JUSTIFIED.**
- **IF IT CAN BE WRONG, IT WILL.**
- **ELIMINATE DUBIOUS THINGS, BEFORE TRY TO FIND THE CAUSE OF THE PHENOMENA.**
- **WRITE DOWN A TENTATIVE REPORT AND THINK.**

Fig. 2 妹尾研究室の研究モットー (英文版)

## 第26回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年、ガスタービン技術の発展にはめざましいものがあり、航空機用ジェットエンジンをはじめ大規模発電やコージェネレーション用や船舶用エンジンとして幅広く用いられています。ガスタービンは高出力・高効率であることやNO<sub>x</sub>排出を抑えることが比較的容易であることから、環境に優しい原動機として今日の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。また、将来の地球温暖化防止に向けてガスタービンの更なる高効率化・大容量化が強く求められており、多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待されます。この様な背景から、学生及びガスタービン開発に携わる新人技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1. 日時： 2015年7月9日(木), 10日(金)
2. 場所： 本田技研工業(株)和光本社ビル (埼玉県和光市本町8-1)
3. プログラム：
 

9日(木)	9：30－	受付 (本田技研工業(株)和光本社ビル)
	10：10－10：20	開会の挨拶
	10：20－11：50	「ガスタービン概論」 渡辺紀徳 (東京大学)
	11：50－13：00	昼食
	13：00－14：30	「ガスタービンと燃焼工学」 岩井保憲 (東芝)
	14：40－15：00	見学会説明
	15：30－17：30	(株)本田技術研究所 (和光) 内 航空機エンジンR&Dセンター見学
	17：30－19：00	懇親会
10日(金)	9：20－10：50	「ガスタービンと伝熱工学」 村田 章 (東京農工大)
	11：00－12：30	「ガスタービンと流体力学」 山本 誠 (東京理科大)
	12：30－13：30	昼食
	13：30－15：00	「ガスタービンと材料工学」 屋口正次 (電中研)
	15：10－16：40	「ガスタービンと制御工学」 中村恵子 (IHI)
	16：40－16：50	アンケート記入
	16：50－	閉会の挨拶
4. 定 員：60名 (申し込み多数の場合、お断りすることがあります。)
5. 対象者：大学、大学院、高等専門学校在籍者、ならびに技術者 (ガスタービン初心者)
6. 参加費 (税別)：学生 (会員：¥4,000, 非会員：¥7,000), 社会人 (会員：¥10,000, 非会員：¥18,000)
7. 懇親会：参加費 無料
8. 受講証の発行：2日間の講義を受講された方は、「ガスタービン教育シンポジウム受講証」を発行します。
9. 申込方法：次頁の申込書に必要事項を明記し、学会事務局宛に、郵便、ファクシミリ、電子メールのいずれかにより2015年6月24日(水) (必着) までにお申し込み下さい。学会ホームページからもお申込みいただけます。
10. 参加費の支払：当日支払いですが、事前の支払いも受け付けます。事前に支払う場合は下記の所に振り込みを行ってください。またその旨を学会事務局にファクシミリ、電子メール等でお知らせ下さい。

注：開催場所案内図及び詳細については当学会ホームページをご覧ください。(http://www.gtsj.org/)

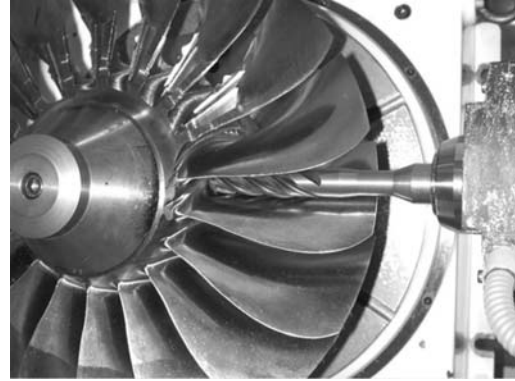
- 参加費には、テキスト (ガスタービン工学) 代金が含まれております。
- シンポジウム会場および航空機エンジンR&Dセンター見学では写真撮影は出来ませんので予めご了承下さい。
- 昼食：当日、食堂は利用不可となるため、弁当 (800円程度) の申し込みを承ります。



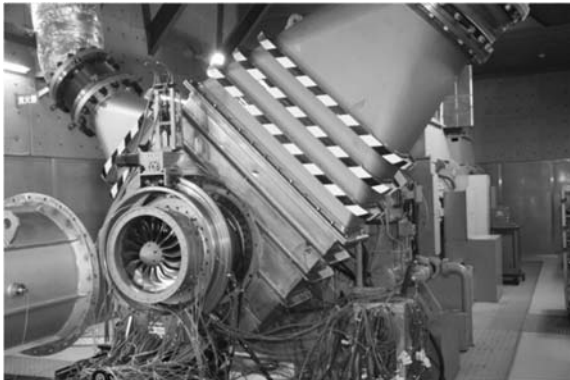
- 学会事務局：(公社)日本ガスタービン学会 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402  
 ○振込先：銀行(みずほ銀行新宿西口支店 普通預金1812298) 郵便振替(00170-9-179578)  
 ○今年度は関西地区における教育シンポジウムは開催いたしません。



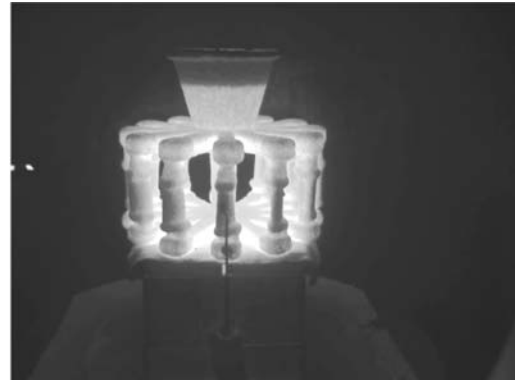
エンジン試験ベンチ



機械加工設備



空力試験ベンチ



鋳造設備

## 第26回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

(2015年7月9,10日)

公益社団法人日本ガスタービン学会 行

FAX : 03-3365-0387 TEL : 03-3365-0095 E-mail : gtsj-office@gtsj.org

氏名			
所属		学年, 入社年度	
連絡先	〒		
TEL		FAX	
E-mail			
懇親会	出・欠	昼食申込	9日・10日

申込締切日：2015年6月24日(水) (必着)

## 第43回日本ガスタービン学会定期講演会（米子）・見学会のお知らせ（予告）

第43回日本ガスタービン学会定期講演会・見学会を以下のように開催します。プログラム他詳細は、決まり次第、学会ホームページに掲載いたします。また、7月号にも掲載予定です。

**主 催：**公益社団法人 日本ガスタービン学会

**協 賛：**協賛団体は日本ガスタービン学会ウェブサイト（<http://www.gtsj.org/>）をご覧ください。

**開 催 日：**

- ・講演会 2015年9月9日(水)、10日(木)
- ・見学会 2015年9月11日(金)

※ 本年はIGTC2015開催（11月）に伴い、定期講演会の開催時期が早まっております。

**開催場所：**

- ・米子コンベンションセンター BiG SHiP 鳥取県米子市末広町294  
<http://www.bigship.or.jp>  
Tel：0859-35-8111

**講演会：**

- ・一般講演：空力、燃焼、システム、伝熱、材料、タービン等
- ・企画講演：プラント診断技術の最前線（予定）
- ・特別講演：たたら製鉄に関する講演を予定

**参加登録費（税込）：**

- ・会員・協賛団体会員 14,040円（ただし、学生は論文集有りで4,320円、論文集無しで1,080円）
- ・会員外 19,440円（ただし、学生は論文集有りで7,560円、論文集無しで4,320円）

**懇親会：**

- ・第1日目の講演会終了後、米子ワシントンホテルプラザ（JR米子駅前）にて懇親会を開催いたします。  
懇親会参加費（税込）：3,240円（予定）

**学生による優秀発表の表彰：**

- ・学生による「研究報告」で、講演申込時にエントリーがあったものの中から、特に優秀な発表に対して表彰を行います。

**見学会：**

- ・日時：9月11日(金)
- ・見学先：日立金属株式会社安来工場等の見学を予定しています。
- ・定員：45名程度、先着順、講演会参加登録者に限ります。
- ・参加費：6,480円（予定）

**参加申込方法：**

- ・プログラム等詳細決定次第、学会ウェブサイト（<http://www.gtsj.org/>）に掲載いたします。  
ウェブサイトから登録されるか、7月号掲載参加申込書に必要事項をご記入の上、学会事務局宛にお申込み下さい。  
参加登録は、受付の混乱を避けるため、事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

**関連情報：**

- ・講演会の前日（9月8日）午後、米子高専を会場として、市民フォーラムを計画しています。参加自由・無料の予定です。  
こちらも合わせてご予約ください。

## ○ 本会協賛行事 ○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
ASME IGTI	ASME Turbo Expo 2015	協賛	2015/6/15-19	Palais des Congrès de Montréal	ASME IGTI http://www.asmeconferences.org/TE2015/
日本機械学会 関西支部	第338回講習会「実務者のための振動基礎と制振・制御技術」	協賛	2015/7/28-29	大阪科学技術センター 8階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073, FAX:06-6443-6049 info@kansai.jsme.or.jp
日本マリンエンジニアリング学会	第85回(平成27年)マリンエンジニアリング学術講演会	協賛	2015/10/26-28	富山国際会議場	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp
自動車技術会	第26回内燃機関シンポジウム-挑戦を続けるエンジンシステム技術-	協賛	2015/12/8-10	京都テルサ	自動車技術会 育成・イベントグループ ice2015@jsae.or.jp



## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

## 〔新入会員〕

高橋 裕彦(日本エアロスペース) 輪嶋 善彦(本田技術研究所) 邊 英智(Honda R&D Americas) 板橋 明吉(三浦工業)

## 次号予告 日本ガスタービン学会誌2015年7月号 (Vol.43 No. 4)

## 特集「軸受・潤滑システム」

巻頭言 中原 綱光 (東京工業大学)

すべり軸受の最新技術 花橋 実 (大同メタル工業)

大型蒸気タービン向け軸受の特徴と技術開発動向 池田 和徳, 見村 勇樹, 平野 俊夫 (東芝)

航空機エンジンの軸受について 松森 直樹 (NTN)

航空宇宙用軸受の技術について (転がり軸受) 原 和弘 (日本精工)

マイクロガスタービンの保守について (本体, 高速発電機, 軸受) 塩田 哲男 (トヨタタービンアンドシステムズ)

過給器の軸受・潤滑システム 前田 幸弘 (IHI)

タービン潤滑油の技術動向 伊藤 岳史 (JX日鉱日石エネルギー)

タービン潤滑油の技術動向 岡田 孝利 (EMGマーケティング合同会社)

航空会社における軸受・潤滑システム運用・メンテナンス 中野 剛 (日本航空)

磁気軸受のターボ機械への適用 進藤 裕司, 阪井 直人, 山内 正史 (川崎重工業)

※ タイトル, 執筆者は変更する可能性があります。

## 日本ガスタービン学会 賛助会員のご紹介

本コーナーでは、賛助会員各社の紹介をいたします。ガスタービン・エネルギー関連企業間の連携や情報交換を促進する場としてもご利用いただけるものと考えております。今回は 34 団体からご寄稿いただきました。御礼を申し上げます。

### 三菱日立パワーシステムズ

三菱日立パワーシステムズ株式会社は2014年2月1日に三菱重工株式会社と株式会社日立製作所が両社の火力発電システム事業を統合し誕生した会社です。当社は、世界で主力となりつつあるコンバインドサイクル発電所の設計、製作から土木・建築、据付工事、試運転、アフターサービスに至るまで、すべてを自社技術で行う国内唯一のメーカーです。ガスタービン出力28～470MWの幅広いラインナップにより、電気事業用・産業用発電および天然ガス液化プラントの圧縮機駆動用まで多種多様なニーズに対応致します。



〒220-8401 横浜市西区みなとみらい3-3-1  
Tel : 045-200-6100 Fax : 045-200-7989  
<http://www.mhps.com>

### 株式会社 IHI エネルギー・プラントセクター

弊社ではお客様の多様なニーズにカスタマイズ対応して、航空転用形ガスタービンを中核とした2MW～50MWの幅広いレンジでの発電設備の設計、据付、整備に至るライフサイクルビジネスをグローバルに展開しております。

導入後のメンテナンス体制も、365日24時間お客様の発電設備の運転状況監視や故障前に異常検知する予防保全サービスも提供しております。

緊急時には豊富な経験とノウハウを持った技術者が対策を検討の上、最寄の国内外整備拠点から緊急対応する体制を整えております。

取扱い業種：ガスタービン発電設備

〒135-8710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 豊洲IHIビル  
株式会社IHI エネルギー・プラントセクター  
営業・マーケティングセンター 国内/海外営業部

TEL : 03-6204-7723, FAX : 03-6204-8776  
<http://www.ihico.jp/powersystems/>

### 株式会社 IHI 防衛システム事業部

弊社では、航空転用型ガスタービンを適用した艦艇の主機・発電機の開発・生産を担っています。

また、これらのガスタービンの整備や部品修理を担当し、海上自衛隊における安定した運用に貢献しています。

取扱い業種：艦艇用ガスタービン

〒135-8710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 豊洲IHIビル  
株式会社IHI 航空宇宙事業本部  
防衛システム事業部 営業部 営業グループ

TEL : 03-6204-7663, FAX : 03-6204-8797  
<http://www.ihico.jp/>

### Kawasaki

#### 川崎重工業株式会社

川崎重工の航空機用エンジン事業は、1942年にジェットエンジン（ネー0～4）の研究試作に取り組んだことが始まりです。今日では、防衛省向けのヘリコプター用エンジンを製造するとともに、大形旅客機用エンジンの国際共同開発・分担製造を行っています。また、航空機用エンジンで磨いた技術を発電機や機械の駆動源として活かそうと、1972年、自社技術で産業用ガスタービンの開発に着手し、「カワサキガスタービン」を完成しました。現在、150kW級の小形機から3万kW級の大形機までシリーズ化を図り、これを駆動源とした非常用発電設備、コージェネレーションシステムは国内外で高く評価されています。

〒105-8315 東京都港区海岸一丁目14番5号

TEL : 03-3435-2533 FAX : 03-3435-2592

### **TOSHIBA** Leading Innovation >>> 株式会社東芝

拡大し続けるエネルギー需要にも応えたい。環境ニーズにも応えたい。東芝は確かな技術力でその両立を実現します。CO<sub>2</sub>排出量を低減した高効率な火力や、風力・水力といった再生可能エネルギーなどの新たな発電技術を開発。

ベストミックスによる電力の安定供給に貢献します。

同時に、製造するすべての製品において環境性能 NO.1 を追求していきます。確実に成長を続けながら持続可能な社会を実現するために、東芝はエコ・リーディングカンパニーとして先進技術を生み出し続けます。

株式会社東芝 電力システム社  
〒212-8585 神奈川県川崎市幸区堀川町 72-34  
[http://www3.toshiba.co.jp/power/index\\_j3.htm](http://www3.toshiba.co.jp/power/index_j3.htm)

### MES

#### 三井造船株式会社



三井造船では1950年からガスタービンの開発に着手し、1954年に1号機を納入。以後、お客様の様々なご要望に合わせガスタービンを提案し続けております。

SBシリーズ（自社開発ガスタービン）：1MW～24MW、リファイナリからの副生ガス等にも対応可能

MSCシリーズ（米国ソーラー社ガスタービン）：3～14MW級、シンプルコージェネ

MACSシリーズ（米国ソーラー社ガスタービン）：7～18MW級、コンバインドサイクル

〒104-8439 東京都中央区築地5丁目6番地4号  
Tel : 03-3544-3951 Fax : 03-3544-3055  
<http://www.mes.co.jp/>

## 株式会社 荏原エリオット

当社は、広く社会に貢献する荏原グループの一員として、PWC (Pratt and Whitney Canada) 社の航空転用型ガスタービン ST6 を搭載した、ガスタービンパッケージを提供しています。主力製品は、排水ポンプを駆動する出力約 220 ~ 950 kW の横型および立形ガスタービンパッケージで、集中豪雨や台風による洪水から社会や農地を守る重要な役割を果たしています。特に、立形ガスタービンは、小型軽量の航空転用型の特徴を生かして開発したパッケージで、省スペースな排水機場の建設を実現しています。



## JICEF

### 日本内燃機関連協会

弊会は、1954年に創立以来我が国の燃焼機関工業即ち内燃機関工業の振興と技術の向上に寄与するため、次の3事業について活発な活動を続けております。即ち、CIMAC関係事業、標準化事業、及び技術普及・広報活動事業であります。CIMAC(国際燃焼機関会議)に関しましては、日本の代表機関としての諸事業を行い、また、国際標準化機構(ISO)の事業中、内燃機関に関する専門委員会[ISO/TC70(往復動内燃機関)及びISO/TC192(ガスタービン)]に関し、日本工業標準調査会に協力すると共に、その他内燃機関に関連し当会で行う必要ありと認められる諸事業を行い、もって我が国内燃機関工業の振興に寄与することを目的としております。

〒105-0004 東京都港区新橋1-6-6 木村ビル6階  
TEL: 03-3574-7882 FAX: 03-3574-7883  
URL: <http://www.jicef.org>

## 株式会社IHI回転機械

弊社は、汎用コンプレッサー・船用過給機・デッキクレーン用油圧モータ・歯車装置を製造・販売し、並びに汎用機械・大型回転機械を主体としたプラントエンジニアリング及び機器・設備の設計から据付・メンテナンス(全国33事業所)までを行う、総合エンジニアリング企業です。



ターボコンプレッサーは、ジェットエンジンや車両用・船用過給機などで蓄積されたIHIの回転技術の粋を結集し、1970年の発売以来、7000台以上を世に送り出し、環境に優しいオイルフリー形式やモータ出力75kW ~ 1800kWまでの機種をラインナップし、多様なニーズにお応えしています。

## ICC 株式会社IHIキャスティングス

IHI Castings Co., Ltd.

IHI GROUP  
Realize your dreams

IHIグループは2013年に創業160周年を迎えました。当社は、1977年に石川島精密鑄造株式会社として設立し、航空機用ジェットエンジン、宇宙用機器、産業用ガスタービン、車両用および船舶用過給機、人工関節、一般産業用機器などに使用される耐熱合金精密鑄造素材を製造販売する会社です。

また、航空機用ジェットエンジンをはじめとする各分野での需要の拡大に対応すべく、能力増強を図っております。当社はこの技術分野における日本のトップメーカーとして、IHIグループと共同で成長してまいります。

設立 : 1977年4月1日  
本社 : 東京都昭島市拜島町3975-18  
相馬工場 : 福島県相馬市大野台1-2-1  
松本工場 : 長野県松本市石芝1-1-1  
TEL・FAX : 042-500-8352・042-500-8376  
<https://www.ihico.jp/icc/>



## 株式会社IHI検査計測

IICは株式会社IHIから分離独立した会社です。発電プラント、機械、インフラなどの非破壊検査・計測業務を主として実施しています。ガスタービン関連では、ひずみ・振動計測、高温ひずみゲージの溶射、材料分析・試験・評価、化学分析・排ガス分析などのサービスを行っております。



〒236-0004 神奈川県横浜市金沢区福浦2-6-17  
TEL: 045-791-3518, FAX: 045-791-3542  
<http://www.iic-hq.co.jp>



## 株式会社IHIジェットサービス(IJS)

弊社は、IHIが製造した陸船用ガスタービン装置の保守・点検・整備をはじめ、航空・宇宙関連機器の設計・製造にかかわる支援業務、工場の営繕業務等を行っている会社です。また、これらの業務を通じて培った高い技術とノウハウを活かし、移動用電源車、航空機機体洗浄装置などの製造も行っています。今後とも、「たしかな技術と心のこもったサービスで、お客さまの喜びを創造し、豊かで幸せな社会の実現」に貢献できるように努めていきます。

〒196-8686 東京都昭島市拜島町3975番地18  
TEL: 042-500-8260 FAX: 042-500-8343

## AIKOKU

ALPHA

## アイコクアルファ株式会社 AP事業部

1975年に航空機機体部品加工用に同時5軸マシニングセンターを導入し、現在では105台の5軸を保有。ガスタービン・ターボ圧縮機・ターボチャージャーなどの削り出しインペラーを年間300万個と航空機5軸製品を製造しています。



国立研究開発法人

## 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

JAXA 航空技術部門では環境、安全、新分野創造の3つの研究開発プログラムを推進するとともに基礎的・基盤的技術の研究に取り組んでいます。航空エンジン技術に関しては、市場における我が国の国際競争力強化に貢献するため、国内のエンジンメーカーの実績が豊富な「ファン」および「低圧タービン」について環境適合性を向上する技術を開発・実証する「高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR: Advanced Fan Jet Research)」プロジェクトと、更なる環境性能向上のために、これまで日本の担当実績が少ないコアエンジンの高性能化、エンジン騒音低減技術の開発・実証を目指す「グリーンエンジン技術」の研究開発を実施するとともに、燃焼技術、エンジンシステム最適化、脱化石燃料、微粒子吸い込みに対する安全性評価、代替燃料技術などの先端研究にも取り組んでいます。

<http://www.aero.jaxa.jp/>





## ウッドワード・ジャパン株式会社

ウッドワード・ジャパン株式会社は、大型フレームガスタービン、航空機エンジン転用型から小型非常用、マイクロガスタービンまで、制御弁、制御装置、燃焼ノズル、アクチュエータ製品などの総合製造メーカーです。ガスタービンに要求される、高い信頼性と運転継続性をサポートするため、航空機エンジン制御で培った技術と、産業用ガスタービン向けの永年の納入実績、グローバルなサービス体制の相乗効果を形にした製品をご提供してまいります。〒261-7118 千葉県千葉市美浜区中瀬2-6-1 WBGマリブウエスト19F TEL: 043-213-2609 <http://www.woodward.com/Application-IndustrialTurbine.aspx>



フレームタービン用  
チョークフロー電動弁



## 大阪冶金興業株式会社

Osaka Yakin Kogyo Co. Ltd. E-mail : info@osakayakin.co.jp  
URL : <http://www.osakayakin.co.jp/>  
弊社は1941年創業の熱処理メーカーです。70年以上培ってきた技術を基に、耐熱合金の真空熱処理、真空ろう付、表面改質処理を行うとともに金属粉末射出成形法による複雑形状部品を製造しています。



### ・熱処理(ろう付)

品質が目に見えない熱処理ではメーカーの責任が重大です。合金、製品の特性を十二分に発揮させるための狭い範囲温度や冷却速度を制御・管理する技術と、設備および計測機器を自社で保守管理することにより、迅速且つ正確な対応を行っています。



### ・MIM(Metal Injection Molding)

樹脂成形技術と粉末冶金の技術が合わさった製法で、弊社では97%以上の高密度を実現しています。また後加工の多い複雑形状の鋳物部品に比べ、ニアネットシェイプが可能なことからコストメリットが高いのが特徴です。



## 開発建材株式会社

弊社はガスタービンコンバインドサイクルに於ける吸気フィルター用のアルミ製「ウェザールーパー」「遮音防水ルーバー」の製作を行っております。有効開口率が50%ありながら、台風時を上回る降水量と強風を用いた性能試験でも防水効率は99.9%。通気性にも優れたコストパフォーマンスの高い製品です。会社創立は1973年。自社にて製作、性能試験も実施しております。取扱業種：アルミ防水ルーバー、遮音防水ルーバーの製造、販売、施工。〒124-0006 東京都葛飾区堀切1-40-8 TEL: 03-3695-4821, FAX: 03-3693-0660 <http://www.kaihatsu-kenzai.co.jp>



## 金属技研株式会社

弊社では、発電分野のガスタービンに使用される部品の一部を機械加工から接合までを担当し、航空分野のガスタービンでは Pratt & Whitney 社の認定を受けて民間エンジンの補修事業も行っています。主要な要素技術として、HIP、金属積層造形、拡散接合、熱処理、溶接、ろう付を有し、プロセスを一貫して担います。品質認定は、ISO9001、JISQ9100、Nadcap を初め、FAA, EASA, JCAB からの認証も取得しており、お客様にはあらゆる分野において高品質・トップレベルの金属加工技術を提供します。〒164-8721 東京都中野区本町1-32-2 ハーモニータワー 27 階 TEL: 03-5356-3050, FAX: 03-5356-3055, URL: <http://www.kinzoku.co.jp/> E-mail [info@kinzoku.co.jp](mailto:info@kinzoku.co.jp)



## 株式会社シーアールイー

弊社は、航空機・宇宙機器に関する設計開発に特化しており、国内の主要な航空宇宙プロジェクトのほぼ全てに関与しております。構造設計にはじまり、解析、電装設計、ソフト開発及び品質管理に至る設計開発に於ける幅広いサポートが可能です。また、国際規格の認証を取得した組織によるバックアップ体制と共に各ユーザーに合された当社オリジナルの教育システムを有しております。〒460-0022 名古屋市中区金山1丁目2-2 クマダ第2ビル TEL 052-323-7731 <http://www.cre-nagoya.com/>



## GE Power & Water

GEパワー & ウォーターは、ガスタービン等の火力発電向け機器、分散型電源向け機器、原子力、パワー・ジェネレーション・サービス、再生可能エネルギーおよびウォーター&プロセス・テクノロジーの6つの事業部が属するGEで最大の産業部門です。〒107-6112 東京都港区赤坂5-2-20 赤坂パークビル TEL : 03-5544-3869 (新規案件) 03-3588-5217 (保守、改造等) URL: <https://powergen.gepower.com/>



## 株式会社ソフィアプレジジョン

株式会社ソフィアプレジジョンでは輸出力10kWクラスのマイクロガスタービン及び静止推力85Nのターボジェットエンジンを主に教育用に開発、製造を行っております。これらは全てオイル循環式で高い信頼性を持ち多くの納入実績を有しております。また使用する燃料は専用液体燃料(Jet A-1相当)以外にも13A, プロパンガス等の気体燃料にも対応しております。本社 〒177-0051 東京都練馬区関町北3丁目3番33号 プロダクションセンター 〒321-3531 栃木県芳賀郡茂木町茂木2346-1 URL <http://www.sophiajet.com>



## ターボシステムズユニテッド株式会社

弊社(TSU)はABBとIHIの合弁会社で陸・船用過給機の販売とメンテナンスを行っています。新機種である「A100/200」シリーズは高圧力比、高効率を実現し、IMOの排ガス規制対策や騒音規制対策に大きく寄与しています。また、「ダウンタイムゼロ」を目標とし運航スケジュールに基づいた短い期間での作業を行っており、各過給機の運転時間に応じた最適なサービスパッケージをご提供いたしております。〒130-0013 東京都墨田区錦糸1-2-1 アルカセントラルビル16F 代表TEL: 03-5611-5988 FAX: 03-5611-5978 Homepage: <http://www.turbo.co.jp/>





## 富永物産株式会社

弊社が代理店を務める

EthosEnergy社はWoodGroup社とSIEMENS社による新ベンチャーで、両社で培われた高い技術で電力、ガス、石油等各産業で世界的に高い評価を得ています。その技術力は“設備のライフサイクルの15%向上を実現します。”という宣言にも表れ、蒸気タービン、発電機のスペシャリストでもあります。また弊社では吸気フィルター、制御装置、スターター、燃料制御弁等タービン関連機器の実績ある製品も広く取り扱っております。

〒103-0023 東京都中央区日本橋本町3-6-2 小津本館ビル  
TEL:03-3639-5315 FAX:03-3639-5360  
EthosEnergy <http://www.ethosenergygroup.com>  
富永物産 <http://www.tomco.co.jp>



# TOYOTA

## トヨタ自動車株式会社

弊社のガスタービンの開発は1964年の自動車用ガスタービンに始まります。当時のガスタービンハイブリッドの考えはプリウスに伝承され、培われた技術はターボチャージャーや(株)トヨタタービンアンドシステムの製品に生かされております。現在は、将来の新しいモビリティへの応用などガスタービンの様々な可能性について研究開発を進めております。

今後もガスタービン学会員・賛助会員様からのご助言を宜しくお願い申し上げます。

<http://www.toyota.co.jp/>

## 省エネ、CO<sub>2</sub>削減、BCP対策を 強気にサポート

- ・ オールトヨタの技術力を結集したマイクロガスタービン
- ・ 高い総合効率により、施設の省エネルギー化、CO<sub>2</sub>削減を実現
- ・ 災害時給電など、BCP対応に貢献

その他、プリウスのリユースバッテリーを活用した定置型蓄電システム、BEMS、ヒートポンプ空調機器などのエネルギーマネージメント商品の開発・普及に取り組み、皆様に喜ばれる企業を目指します。



**株式会社トヨタタービンアンドシステム**  
TOYOTA TURBINE AND SYSTEMS INC.  
本社 〒471-8573 愛知県豊田市元町1番地トヨタ自動車元町工場内  
TEL (0565) 24-6161 (代表) (0565) 24-6491 (営業部)  
FAX (0565) 24-6160  
<http://www.toyota-turbine.co.jp>

## 株式会社 中北製作所

弊社は流体制御装置の総合メーカーとして、ガスタービンに使用される各種弁の製造を行っています。LNGなどの低温ラインから高温高圧ラインにいたる幅広いプロセスでご使用頂ける製品ラインナップを備えております。弁の種類としては調節弁(空気/油圧/サーボ/電動操作式)・バタフライ弁・遮断弁・自力式調整弁・安全弁があり、弁メーカーとして高精度 Cv 実測装置をはじめ充実した検査設備を備え、各種の御要求にお応えし高品質な製品を供給しております。

取扱業種：各種弁および制御装置の製造 (CE マーキング、ASME スタン  
ド V,UV 対応可)

〒574-8691 大阪府大東市深野南町1-1  
TEL:072-871-1341 FAX:072-874-7501  
[bus@nakakita-s.co.jp](mailto:bus@nakakita-s.co.jp)  
<http://www.nakakita-s.co.jp/>



## 新潟原動機株式会社

当社では出力200kW～5,000kWクラスの高圧タービン製造と、これらを利用した発電装置や駆動装置等の各種パッケージの提供を行っております。前身の新潟鐵工所が創業した1895年以来、日本初の船用ディーゼルを開発する等、日本の産業発展に寄与してきた当社は、ガスタービンの他にディーゼルエンジン、ガスエンジン、Zペラ、ディーゼルエンジン周辺機器等の製造・販売を行っており、製品は発電、船舶、鉄道等民生用に御利用戴いております。

〒101-0021 東京都千代田区外神田2-14-5 (新潟原動機ビル)  
TEL: 03-4366-1200, FAX: 03-4366-1300  
[www.niigata-power.com](http://www.niigata-power.com)



# ClassNK

## 一般財団法人 日本海事協会

日本海事協会(ClassNK)は、海上における人命と財産の安全確保及び海洋環境の汚染防止を使命に活動する船級協会です。ClassNKは115年以上に渡って培った知見より、独自に制定された技術規則や国際条約に基づき、建造中と就航後の船舶がこれらの規則等に適合していることを証明する検査を実施しています。



〒102-8567 東京都千代田区紀尾井町4番7号  
Tel: 03-5226-2047, Fax: 03-5226-2192  
e-mail: [eod@classnk.or.jp](mailto:eod@classnk.or.jp)  
URL: [www.classnk.or.jp](http://www.classnk.or.jp)



## 一般財団法人日本航空機エンジン協会

当協会は、民間航空機用ジェットエンジンの開発を促進し、もって航空機工業の向上発展を図り、産業経済の健全な繁栄に寄与することを目的として、経済産業省の指導の下に(株)IHI、川崎重工業(株)、三菱重工業(株)の協力を得て1981年に設立されました。

現在、日本が参加する民間航空機用エンジンの開発・量産に係る国際共同事業であって、国家プロジェクトとして位置付けられる事業を推進するための日本側の事業主体で、V2500エンジンやPW1100G-JM事業などを遂行しています。



## 日本ドナルドソン株式会社

ドナルドソンは世界中の様々な産業分野において、環境にやさしい高品質な製品をお届けしています。ガスタービン営業部は、30年を超える長きにわたり培ったガスタービン用のフィルターシステムとサイレンサーの製品設計開発及び生産の経験を持ち、世界に20以上の拠点を所有するガスタービン吸気フィルターのテクノロジーリーダーです。製品はフィルターシステムからアフターマーケットまで幅広く展開しています。

- ・ ガスタービン吸気フィルターシステム
- ・ ガスエンジン吸気フィルターシステム
- ・ エアプロウ吸気フィルターシステム
- ・ 輪流圧縮機吸気フィルターシステム
- ・ 発電機換気フィルターシステム



〒190-0022 東京都立川市錦町1-8-7  
Tel: 042-540-4113 Fax: 042-540-4566  
[www.donaldson.co.jp](http://www.donaldson.co.jp)

## 一般社団法人 日本内燃力発電設備協会

本協会は、ディーゼルエンジン、ガスタービンなどの内燃機関を原動力とする自家発電設備等の品質性能に係る認証と専門技術者の養成等を行うことにより、自家発電設備等の機能の向上と安全性の確保を図るとともに、電気の実確な供給と公共の安全を資し、我が国の健全な発展と国民生活の向上に寄与することを目的とする一般社団法人です。



〒105-0014 東京都港区芝1-5-11 芝L'sビル2階  
<http://www.nega.or.jp>



## 日本無機株式会社

当社は、エアフィルタ事業のリーディングカンパニーとして常に新しい価値を創造し続け、お客様の要求されるクリーン環境作りのお手伝いを続けています。

ガスタービンに用いられるエアフィルタは空気圧縮機の汚れを抑制し、発電効率の低下抑制に貢献しています。

エアフィルタは高効率・長寿命が要求されており、弊社は多様なラインナップと豊富な経験に基づき、ご使用環境に最適なフィルタシステムをご提案します。

事業内容：エアフィルタ、クリーン機器、  
ガラス繊維応用品（耐熱繊維、断熱・吸音材等）

〒110-0045 東京都台東区東上野 5-1-5 日新上野ビル  
TEL:03-6860-7500, FAX:03-6860-7510  
<http://www.nipponmuki.co.jp/>

# Hitz

Hitachi Zosen

## 日立造船株式会社

弊社では、3～6MW クラスガスタービン発電設備の製造販売を行う他、100MW クラス発電所の建設保守運営事業も展開しております。茨城県では113.6MW、112.3MW ガスタービンコンバインドサイクルを自社運営し電力卸売事業を実施しております。毎日起動停止という厳しい条件にもかかわらず高い稼働率を誇っており、発電所建設から保守運営まで含めたノウハウを蓄積しております。今後発電事業をご検討されるお客様へのトータルソリューション提供を目的とし活動しております。

取扱業種：発電設備の製造販売、発電設備の保守運営事業、電力の卸売事業

〒140-0013 東京都品川区南大井 6丁目 26番 3号  
大森ベルポートD館 15階

TEL:03-6404-0842, FAX:03-6404-0849  
<http://www.hitachizosen.co.jp>

## 株式会社 本田技術研究所 航空機エンジンR&Dセンター



航空機エンジンR&Dセンターでは、世界No.1の航空機用小型ガスタービンエンジンの創出を目指して技術研究や商品開発を行なっています。2004年には世界有数のジェットエンジンメーカーであるGE社との合併会社(GHAE)を設立し、ビジネスジェット機用の量産エンジン「HF120」の開発を始めました。2013年12月にFAA(米国連邦航空局)の型式認定を取得した「HF120」は、小型ジェット機「HondaJet」にも搭載され、その高性能の一端を担っています。Hondaでは、これからもより高性能で高品質な製品をお届けする為に、将来に向けた研究を続けていきます。

[http://www.honda.co.jp/RandD/wako\\_e/](http://www.honda.co.jp/RandD/wako_e/)

## MEI 丸和電機株式会社

〒277-0814

千葉県柏市正連寺253

Maruwa Electronic Inc. TEL 04-7132-0013 FAX 04-7132-5703

E-mail sales@maruwa-denki.co.jp

<http://www.maruwa-denki.co.jp/>

### 【スピンドル】

回転体の遠心応力の強度確認をする試験装置の販売、受託試験

最高回転数:260,000rpm 最大外径:φ4,000 最大搭載重量:4,000kg

過回転試験、破壊試験、加熱試験、ひずみ計測試験、  
エローション試験、サイクリック試験、etc...

お客様の実施したい回転試験の仕様に合わせて、  
装置・試験を検討致します。



### 【燃焼試験】

ジェットエンジンの燃焼技術をベースとした装置設計・製作、受託試験

高温・高圧 最高温度:1,700℃ 燃料:灯油、軽油、天然ガス等の

様々な燃料に対応 流速:300m/s

自動車用ターボチャージャー、排気系部品、  
船用ディーゼルエンジン用ターボチャージャーの試験  
お客様の御要求に合わせたカスタムメイドが可能です。





先日、成田空港で開催されたHondaJetの記念式典に参加してきました。スタイリッシュな機体が目の前で飛行する姿にはもちろん感動しましたが、一緒に展示されていたHF120ターボファンエンジンの計算された美しさに目を奪われました。話によりますとエンジンの研究開発は、30年ほど前より着手されていたということで、大変足の長く、着実な積み重ねが必要だと感じました。自分が研究している極超音速ターボジェットもいつか飛行する日が来ることを夢見て、頑張っていこうと思いました。

さて、今月号の特集は、「航空機用ガスタービンの最新動向」と題し、巻頭言を含め12編の解説記事を掲載致しました。詳細は、各記事に委ねますが、ホットな話題である民間実用機用エンジン、防衛関係の固定翼機、ヘリコプター用のガスタービンエンジンから、将来のジェットエンジンの方向性を示すエンジンシステムの開発研究や、革新的技術に至るまで、技術的にも時間的にも非常に幅広い記事が揃い、読み応えがあるのではないかと思います。ひとことで、ジェットエンジンと言っても、コンセプトが違うとこんなにも変わるものなのかということがわかり、広い視野をもって研究、開発を進めていくべきだと感じました。

日本ガスタービン学会も新年度を迎え、田沼会長、久山副会長を始めとする新しい体制となりました。田沼新会長の就任挨拶や渡辺先生の巻頭言を拝読し、今後のガスタービン業界並びに本学会のさらなる発展を確信いたしました。学会誌編集委員会も、2年目となった壹岐委員長を中心として、全員一丸となって、より一層充実した紙面づくりに向け、努力してまいりたいと思います。私も、編集委員会に加わって7年目になりましたが、企

画、記事集め、査読、校正を経て、最後に編集後記を書いている今、ホッとするとともに、どのような学会誌ができるのかを楽しみにしています。

最後になりましたが、執筆者の方々には、ご多忙の中、快くお引き受けいただきましたことを編集委員一同より心から感謝申し上げます。今年の夏は暑くなる予感が致しますが、ご健康に留意して、お過ごし下さい。

(佐藤哲也)

- 5月号アソシエイトエディター  
佐藤 哲也 (早稲田大学)
- 5月号担当委員  
荒木 秀文 (三菱日立パワーシステムズ)  
鈴木 康文 (防衛省)  
三嶋 正幸 (中部電力)

(表紙写真)

今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用およびお借りしています。

詳細については、下記記事をご参照ください。

- ・「ヘリコプター用エンジンXTS2の設計について」  
…………… (P.144 ~ 149)
- ・「将来戦闘機に向けたエンジンに係る技術基盤と今後の展望」…………… (P.156 ~ 160)
- ・「Hondaでの航空用ガスタービン研究とHF120ターボファンエンジンの開発」…………… (P.161 ~ 166)
- ・「MRJ用エンジンPW1200Gの開発」… (P.167 ~ 172)

だより  
✿事務局 ✉ ✿

今年のゴールデンウィークは初夏らしい好天に恵まれ、アウトドアレジャーを満喫された方も多いのではないのでしょうか。若い頃には長時間の渋滞や、観光地の人混みも苦にせず、連休のレジャーを楽しんでいた時期もありましたが、今では休日は家でゆっくりするのが楽しみな超インドア派になってしまいました。

そろそろ梅雨の足音も聞こえてくる時期ではありますが、今年は梅雨が明ければ、夏休み、そして秋には6年ぶりとなるシルバーウィークも待っていますので、お仕事に、学業に励んでいきましょう。

さて、本学会では先月無事に通常総会を終え、新体制での運営がスタート致しました。総会開催にあたりお忙しい中、総会へのご出席/議決権の行使/委任状の提出をしてくださりました会員の皆様には、この場を借りてお

礼を申し上げます。ご回答には、大半の皆様が電子投票をご利用くださいましたが、その際、学会ウェブサイトの会員専用ページへのログイン方法について、多くのお問い合わせをいただきました。ログインには、会員IDおよび、会員情報として電子メールアドレスのご登録が必要です。事務局では、行事のご案内や会費のご請求などに、メールでの発信も行ってまいりますので、電子メールをご利用の方は、ぜひ事務局までお届けくださいますようお願い致します。また、すでにご登録のメールアドレスを変更された方も、改めてご連絡をお願いします。会員専用ページ内のコンテンツは、まだまだ発展途上ではありますが、学会誌のバックナンバーについては、1972年発行のVol.1よりすべて電子ファイルでの閲覧が可能ですので、ぜひお役立てください。(山本由香)

## 学会誌編集および発行要領（抜粋）

2015年4月23日改定

1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
  - A. 依頼原稿：学会誌編集委員会（以下、編集委員会）がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は本学会会員（以下、会員）外でもよい。
  - B. 投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
  - C. 学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説、講義	6ページ以内
技術論文	技術論文投稿要領による
速報	4ページ以内
寄書、随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内
3. 依頼原稿の執筆者は、本会誌の原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局（以下、編集事務局）まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記1に示す。
4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、理解の容易さ等の観点および図表や引用文献の書式の観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて、執筆者への照会、修正依頼を行う。
5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは、編集委員会が審査し、本会誌への掲載可否を決定する。
6. 投稿原稿のうち技術論文の審査、掲載については、技術論文投稿要領に従う。
7. 依頼原稿の執筆者には、本学会の事務局（学会事務局）から原則として謝礼（図書カード）を贈呈する。
8. 依頼原稿および投稿原稿の執筆者には、抜刷を10部贈呈する。
9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについては別途定める著作権規程による。
10. 他者論文から引用を行う場合、本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先（編集事務局）  
ニッセイエブロ(株) PM部  
学会誌担当：山田 裕子  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
TEL：03-5733-5158  
FAX：03-5733-5167  
E-mail：eblo\_h3@eblo.co.jp

## 技術論文投稿要領（抜粋）

2015年3月10日制定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連するものであること。
  - 3) 原稿執筆要領に従って執筆された、モノクロの日本語原稿であること。
  - 4) 一般に公表されている刊行物に未投稿であること。ただし、以下に掲載されたものは未投稿と認め技術論文に投稿することができる。
    - 本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシーディングス
    - 特許および実用新案の公報、科学研究費補助金等にかかわる成果報告書
    - 他学協会の講演要旨前刷、社内報・技報、官公庁の紀要等の要旨または抄録
2. 原則として刷り上がり8ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
3. 著者がカラー1ページあたり50,000円を負担する場合には、カラー印刷とすることができる。
4. 投稿者は、原稿執筆要領に従って作成された印刷原稿または原稿電子データを、所定の論文表紙および英文アブストラクトとともに学会誌編集事務局に提出する。
5. 投稿された論文は、論文査読に関する内規に従って査読を行い、論文委員会が掲載可否を決定する。
6. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
7. 本技術論文の著作権に関しては、学会誌編集および発行要領（抜粋）9.および10.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌

Vol.43 No.3 2015.5

発行日 2015年5月20日  
発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 壹岐 典彦  
発行者 田沼 唯士  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店  
(普) 1703707  
印刷所 ニッセイエブロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5167

©2015, 公益社団法人日本ガスタービン学会

#### 複写をご希望の方へ

本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は、一般社団法人学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目的の複写については、当該企業等法人が公益社団法人日本複写センター（一般社団法人学術著作権協会が社内利用目的の複写に関する権利を再委託している団体）と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては、その必要はございません（社外頒布目的の複写については、許諾が必要です）。

権利委託先 一般社団法人 学術著作権協会  
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F  
FAX：03-3457-5619 E-mail：info@jaacc.jp

複写以外の許諾（著作物の引用、転載、翻訳等）に関しては、(社)学術著作権協会に委託致していません。直接、本学会へお問い合わせください。