巻 頭 言

特集：電動化とガスタービン

ゼロ・カーボンに向かう航空機エンジン技術開発

Technology Development of Aircraft Engine toward Zero-Carbon

渡辺 紀徳*1
WATANABE Toshinori

キーワード：ジェットエンジン，CO_2削減，ゼロ・カーボン，電動化
Key Words：Jet Engine, CO_2 Reduction, Zero-Carbon, Electrification

航空機エンジンでもCO_2削減が最大の技術課題となっている。つい先ごろまでは排出量を2050年までに2005年比で50%削減するという数値目標が設定されていたが，現在は2050年に実質ゼロ・カーボンにするという非常に高い目標が掲げられるようになった。ポストコロナ社会では地球環境保全の要求が益々高まる情勢である。昨年，変則的に９月にオンライン開催されたASME Turbo Expoで英国のチャールズ皇太子が自宅から開会挨拶をされたが，その中でも2050年に航空分野の炭素排出を実質ゼロにすることが強調され，その方策10項目が示されていた。

航空機エンジンのCO_2削減で考えられている技術項目は，ほぼ4つに分類されると思われる。即ち，⑴基本性能向上による燃料消費の削減，⑵バイオ燃料の導入拡大，⑶推進システムの電動化，⑷水素の利用，である。

エンジン性能の向上については，従来の技術開発を引き続き推し進めて燃費を良くするという内容で，現状は超高バイパス比化を更に進める方向の開発が行われている。また，複合材の適用拡大，耐熱複合材の適用，付加製造技術の適用，数値最適設計の進化など，様々な要素技術の進展が，言うまでもなく図られている。

バイオ燃料の使用はCO_2排出を実質的に直接減らすことのできる方策であり，既に利用が進められている。今後大幅な使用拡大が見込まれるが，燃料製造および供給の体制を拡充させることが必要である。

３つ目の電動化が本特集のテーマである。以前から基礎的な研究開発が行われていたが，CO_2削減の要請が高まった数年前から国際的に非常に高い関心を集め，将来技術の潮流を形成するまでになった。初期には小型機のバッテリー電動推進が注目され，空飛ぶ車などが多くの関心を呼んだ。そこからの類推で旅客機にも電動化が急速に及んで行くような議論がなされた時期もあったが，合理的で定量的な検討結果が示されることはほとんどなく，印象が先行する状況であった。近年になって具体的な解析結果が現れ，本特集記事でも見られるように，将来の需要が最も見込まれる150席クラスの航空機を電動化するには，電装品の大幅な高性能化（出力密度および伝送効率の飛躍的な増加）が必須であり，それほど短期間での有効な電動化は実現できない見通しが明らかになってきた。電動化は小型機から進んでいくものと想定され，数人乗り，あるいは小型のリージョナル機くらいまでが当面の対象となるシナリオが考えられている。2019年に本学会が主催したInternational Gas Turbine Congress（IGTC）2019 Tokyo のパネルセッションではRolls-Royce社から短期展望として，小型リージョナル機以下の機体サイズについては全電動化，通常のリージョナル機サイズはガスタービンと電動のハイブリッド推進，中型機以上はエンジン補機の電動化や補助動力装置への燃料電池の適用を実施するMEE（More Electric Engine）技術の進展，という棲み分けが示されていた。

発電用ガスタービンでは，水素燃料利用技術の研究開発が急速に進められている。燃料の数十%を水素にする混焼技術はすでに実現し，100%の水素専焼も実用化試験が行われる段階である。水素の製造，運搬，貯蔵，供給のインフラ整備には様々なハードルがあるが，これらの研究開発も積極的に進められている。再生可能エネルギーの普及に伴い，最近は余剰エネルギーが発生することも増え，この貯留に水素が用いられる可能性も高まっている。航空機エンジンへの水素ガスタービンの適用には，水素の体積が非常に大きいなど様々な課題があり，機体構造を含めて新たな検討が必要だが，ゼロ・カーボンに向けて極めて有用な技術である。

2050年ゼロ・カーボンに向けて，電動化技術が一つの大きな鍵であり，基礎工学に基づく研究開発が鋭意進められる必要がある。将来的には水素ガスタービンとの組み合わせが地球環境に適合する航空機エンジンをもたらすものと期待される。

原稿受付　2020年12月12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
E-mail: watanabe@aero.t.u-tokyo.ac.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

低炭素社会の実現に向けた航空機電動化技術研究
R&D on Electric Aircraft for Low-Carbon Society

小島 孝之[*1] KOJIMA Takayuki　岡井 敬一[*1] OKAI Keiichi　西沢 啓[*1] NISHIZAWA Akira

キーワード：電動航空機，ガスタービン，ジェットエンジン，原動機，コンバインドサイクル
Key Words：Electric Aircraft, Gas Turbine, Jet Engine, Prime Mover, Combined Cycle

1．緒言

航空機の電動化は，2000年代においてLi-ion電池など電源の軽量化，および永久磁石型同期モータなど駆動要素の高効率化，軽量化（高出力密度化）など要素技術が急速に進み，小型機の推進系や装備品に適用可能なレベルに到達したことがきっかけとなり，近年急速に発展してきた。さらには，電動機器適用による高効率化がもたらすエネルギ消費低減の観点，および水素など低炭素燃料の利用拡大の観点からも電動化が有望視され，電動機器に関連する技術研究が活発化している。本稿では，これらの国内外の取り組みをより活発化させ，異分野融合を促進する取り組みとして立ち上げた航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアムの取り組みを紹介するとともに，電動化技術研究としてJAXA航空技術部門の取り組みを紹介する。

2．異分野横断による電動化技術開発の取り組み

2.1　航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアム

航空機の電動化は，エネルギ源のハイブリッド化やファンの多発分散化などによる燃料消費の抑制を行う可能性を有しているのみならず，燃料電池など新たな動力源との適合性の観点や，さらには超電導技術など既存システムの性能を飛躍的に向上させるポテンシャルを備えている。海外においては，COVID-19の影響による遅延があるものの，UTC社が進めるPrject804計画など推進系の電動化実証が進み，またエアバス社がzero-emission aircraftとして水素利用航空機の計画を発表し，その検討において燃料電池や電動モータの適用が候補となっていることなど，電動化の研究開発が加速している。しかしながら，このような技術革新による高性能機体システムは，航空産業のみならず電機機器の最先端技術との融合による総合的な技術力が必要である。我が国はこれらの技術に分野において潜在的に高いポテンシャルを有しており，これらの技術開発を分野横断的に進める枠組みとして，2018年７月に航空機電動化コンソーシアム（ECLAIR（Electrification ChaLlenge for AIRcraft））コンソーシアム）を設立している（Fig. 1）。コンソーシアムでは，JAXA，株式会社IHI，川崎重工業株式会社，株式会社SUBARU，株式会社日立製作所，三菱重工航空エンジン株式会社，三菱電機株式会社，経済産業省，日本航空機開発協会がステアリング会議メンバとなり，電動化技術の動向調査やこれらに基づく技術開発の方向性を議論している。また，ステアリング会議には，国土交通省航空局，全日本航空事業連合会，新エネルギー・産業技術総合開発機構，東京大学，日本航空宇宙工業会，防衛装備庁航空装備研究所，文部科学省がオブザーバとして参加しており，国内における産官学すべての分野から技術動向や政策動向を共有する枠組となっている。さらに，各技術開発を進めるための活動母体である一般会員には100社を超える国内外の企業，大学，研究機関が参加しており，これらによりコンソーシアム内における共同研究の枠組みである技術開発グループの活動を立ち上げている。技術開発グループでは，「電動化共通基盤研究（JAXA）」として進める電動旅客機（TRAe（Technology Reference Aircraft for Electrification））の検討，「小型電動航空機のビジネスモデル並び地上インフラの検討（慶応義塾大）」として小型電動航空機のユースケース検討，および「先進磁気回路技術を適用した高出力密度モータの開発（デンソー）」，「高高度環境適応電力変換・配電システム（三菱電機）」が進められている。さらに，2020年３月には，航空電動化技術標準化ワーキンググループを設置し，海外における電動化技

原稿受付　2020年11月10日
＊1　宇宙航空研究開発機構航空技術部門
次世代航空イノベーションハブ
E-mail: kojima.takayuki@jaxa.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

Fig. 1　Overview of ECLAIR Consortium[1]

術の基準策定の中心的役割を担っているSAEインターナショナルとの連携を強化している。これらの活動は，最近では2020年10月に第３回航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアムオープンフォーラムにおいて紹介している[1]。

2.2　航空機電動化将来ビジョンの策定

航空機電動化コンソーシアムにおいては，長期的な目標として，CO_2排出などの環境負荷の抜本的な低減に対する電動化の貢献を掲げており，この目標に向けた電動化関連技術の開発および社会実装時期を定め，2018年12月に開催した第１回オープンフォーラムにおいて，コンソーシアム将来ビジョンとして公表した（Fig. 2）。将来ビジョンにおいては，ATAG（Air Transport Action Group）が定める航空分野におけるCO_2排出削減目標である，「2050年時点において2005年の半減」[3]に対し，この目標を数値化し，電動化の寄与割合を検討した。2005年における全世界の航空機による排出量約360Mtに対し，2050年には半減となる180Mtを目標とした。これは航空機の輸送量が従来と同様の比率（20年間で2.4倍）で増加すると想定すると，航空機１機あたりに排出するCO_2は95％削減することに相当するチャレンジングな目標である。この目標に対し，従来技術の改善による削減は35％にとどまり，残り65%に対して次世代技術の適用が必要となる。一方，次世代技術のうち，最も適用時期は早いものはバイオ燃料（ライフサイクルCO_2排出量はジェット燃料の37％と仮定[4]）であるが，バイオ燃料のみではCO_2排出削減には不足しており，電動化もしくは水素燃料の本格普及を必要としている。さらに，中型，大型機に対し電動化を本格的に採用する新機材に完全に置換されるために20 ～ 30年を要すること，および再生可能エネルギ由来水素の製造技術や地上インフラ普及の制約からCO_2フリー水素の航空機への本格適用は2040年代と予測し，各技術によるCO_2排出削減を推算した。検討の結果，これらの技術適用により2005年レベルに近い値まで排出削減は可能であるものの，2005年に対し半減する目標には到達せず，技術革新の加速が必要であり，また現時点では想定していない新たな次世代技術の創出が必要としている。

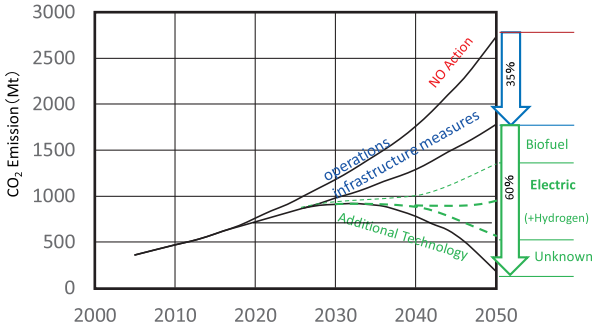


Fig. 2　Target of CO_2 Emission Reduction[2]

このように，航空機の電動化は環境適合性を目的としたエネルギ消費の低減への貢献の観点において有望視されている。一方，電動推進には推力制御の高度化による制御性の向上も利点として挙げられ，このような観点から，空飛ぶクルマといわれるeVTOLなどの研究開発活動が盛んに行われている。ドローンの規模であれば，既に電動推進が実用されており，このような小型機の電動化について，今後は電気自動車のCASE（Connected, Autonomous, Shared and Electric）技術と重なるところが大きく，新たな輸送手段が構築されていくと思われる。2018年には，世界的なeVTOL開発の機運向上を背景に，経済産業省と国土交通省を中心として，「空の移動革命に向けた官民協議会」[5]が設立され，2020年代の実用化を目指すロードマップが官民で共有された。この輸送手段による環境負荷への影響は今後も検討を継続する必要がある。

また，航空機では推進動力だけではなく，機内空調，防氷，アクチュエータ駆動，アビオニクス，ギャレーなどの動力に全動力の５％程度消費されており，これらの動力を電動化させるMEA（More Electric Aircraft）の試みも進められている[6]。国内においては，2012 年に株式会社IHI が事務局を担い，関連する国内メーカによ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

る「航空機・エンジン電動化システム研究会（MEAAP: the More Electric Architecture for Aircraft and Propulsion）」を設立し，革新的な装備品電動化技術を目指して検討を開始した[7]。その後，国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）において，2015年度より「航空機用先進システム実用化プロジェクト[8]」が５年間に渡って実施され，装備品の電動化技術についてもMEAAP関連企業なども参画する形で開発が行われた[9]。このように，eVTOLの普及や航空機のMEA化の観点からも航空機の電動化は進むが，本稿においては，比較的動力規模の大きく（MWクラス）電動化によるCO_2排出削減効果の大きい，旅客機クラスの電動化について紹介する。

3．電動推進システムの分類と研究開発の取り組み

3.1　電動推進の分類

Fig. 3に旅客機クラスの推進機構を電動化することを想定した電動推進機構の分類を，国外の検討例とJAXAにおける研究例を合わせて示す。ハイブリッド電動推進は，ターボファンエンジンの駆動軸（主に低圧軸）にモータを組み合わせ，バッテリ等外部電源によりモータを駆動しターボファンの軸回転力のアシストをするものである。ファンの駆動源をジェットエンジンと電動モータで並列にアシストするため，パラレルハイブリッド形式とも呼ばれ，電動系統が故障してもファンによる推力を維持しやすいこと，また既存ジェットエンジンからの改良を小規模の電動系統を付加することから段階的に行うことができるため，比較的短期的に実装可能なシステムとなっている。一方，電動系統の出力割合が大きくなると，バッテリの重量が主な制約となり，出力密度（軽量化）への要求が厳しくなる。また，ファン部とコア部を一体とする構成であるため機体への取り付け位置の自由度が低く，ターボファンエンジンの課題であるバイパス比の向上を本システムで行うことができない。推進効率が既存エンジンと変わらないことから，燃料消費率低減への効果は限定されるシステムとなる。この課題を改善するものが部分ターボ電動推進であり，ターボファンで発電，もしくは並列して作動する燃料電池で発電するシステムとなる。電力はエンジンとは別の場所に設置される電動ファンにより推力に変換されるため，電動ファンのレイアウトの自在性があり，多発分散化によるバイパス比向上の効果により推進効率が改善され，また機体後端などにファンを設け，境界層吸い込み（BLI：Boundary Layer Ingestion）効果を得ることもできる。また，ハイブリッド電動推進において，ターボファンエンジンに取り付けられるモータは，動力（トルク）伝達の向きを逆転させることにより発電機に切り替えることが可能であり，部分ターボ電動推進に移行することも比較的容易であり，これらを組み合わせたコンセプトであるシリーズ／パラレルパーシャルハイブリッドの概念も提案されている。一方，ターボ電動推進は，電動ファンからのみ推力を得るもので，発電部は燃料電池／ガスタービンハイブリッドなど提案されている。ジェットエンジンでは推力を発生しないシステムとなっており，電動推進系の故障に対する安全性確保の観点から，現行の航空機システムからゲームチェンジ的な変更が必要であるものの，発電方式をコンバインドサイクル化し発電効率を向上でき，また燃料選択の自在性も上がるため，航空機のエネルギ消費およびCO_2排出低減を最大限に追求したシステムとなっている。

3.2　国内外における電動航空機システム/電動推進システムの検討

現在，ハイブリッド電動推進に向けた活動として代表的なものは，UTC社が進めるProject804計画である。前

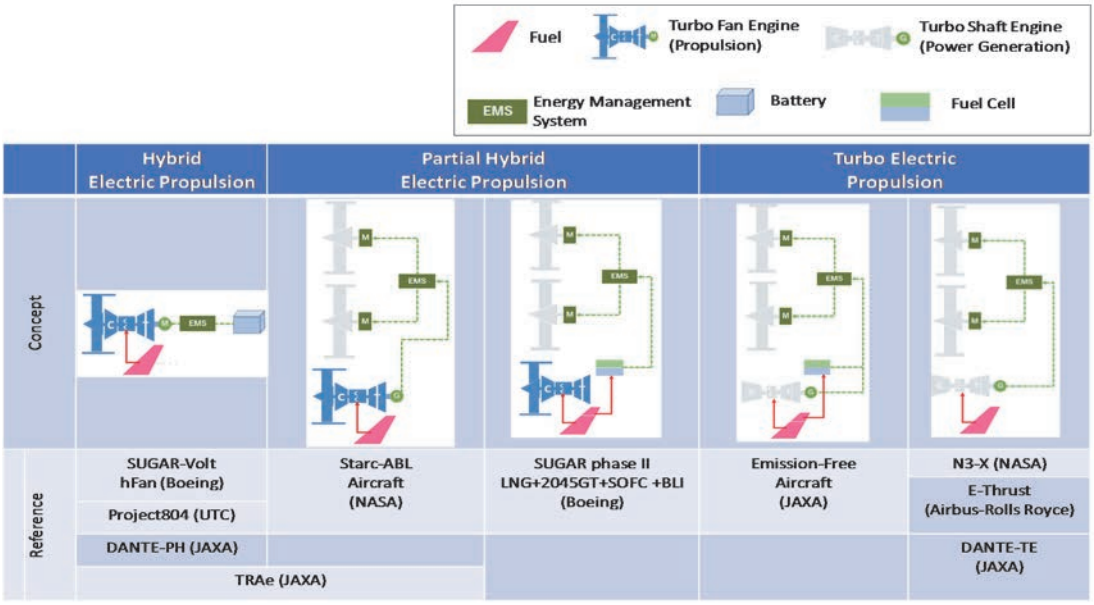


Fig. 3 Concepts of Electric Propulsion for Airliner Class Aircraft

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

述のとおり，COVID-19の影響により2022年の飛行実証を後ろ倒しすることとなっているものの，小型航空機の設計や飛行試験は着実に進んでおり，短期的な電動化技術開発は着実に進んでいると思われる。一方，ターボ電動推進等長期的な目標に対しては，NASA等において，超電導モータ等を導入し，軽量化・高性能（高効率）化を図る可能性を提示している。電動機器を超電導状態になるまで冷却するには，冷凍機搭載か，極低温液体の搭載が必要である。これらのうち，重量や環境負荷低減の観点から，液体水素（NASA N3-X，JAXA Emission Free Aircraft）や液化天然ガス（Boeing SUGAR phase Ⅱ，九州大学先進電気推進飛行体研究センター）の利用（燃料と冷媒としての利用価値）が提案されている[10][11]。

JAXAにおいては，航空機電動化コンソーシアムの技術開発グループ「電動化共通基盤研究」において，シリーズ／パラレルパーシャルハイブリッドシステムを利用した，TRAeの検討を進めている（Fig. 4）。この機体は，胴体周りに発生する境界層を吸い込むBLI効果とファン面積増加によるバイパス比向上効果を，機体後部に追加した電動ファンにより発生させることで全機レベルの推進効率改善を狙ったコンセプトである。これまで，現行機に電動BLIファンを付加した全機システムを対象にエネルギ削減量，翼下ジェットエンジンに対する適切なBLIファン推力配分を推算した他，将来技術によりモータおよびインバータの出力密度が向上した際のエネルギ消費量低減への寄与を評価している。

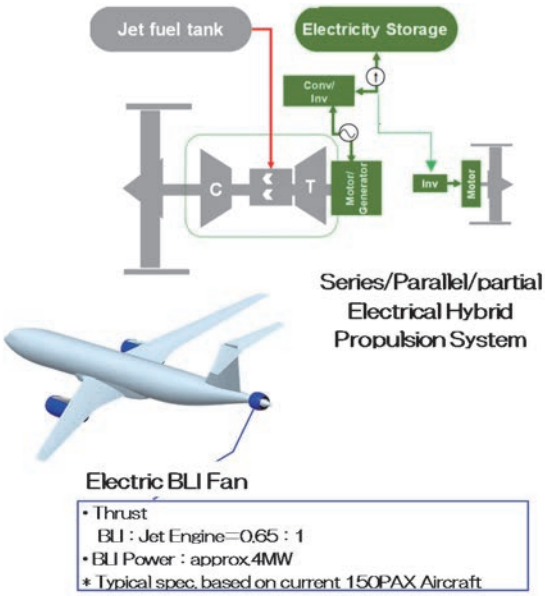


Fig. 4　TRAe Aircraft Concept[12]

JAXAでは，ターボ電動推進の候補としてエミッションフリー航空機を提案している（Fig. 5）。この機体はBWB（Blended Wing Body）型の機体形状内に，機体後端の上部に電動ファンを設置させるコンセプトである。燃料はジェット燃料（バイオ燃料を含む）や液体水素を想定し，発電はガスタービンとSOFC（固体酸化物型燃料電池）を複合したコンバインドサイクルエンジン（Fig. 6）としている。現在は主にエンジンと燃料電池の複合化を行った際の高速起動に関わる技術課題の解決目的として小型エンジンを用いた発電実験を実施している[13]。

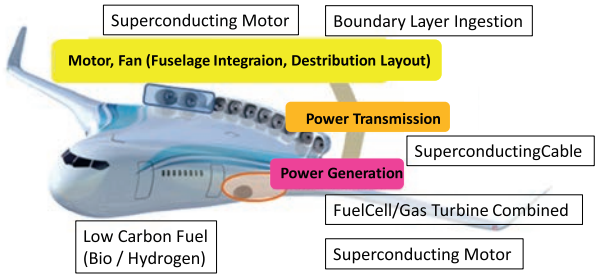


Fig. 5　Emission Free Aircraft Concept and Key Technology

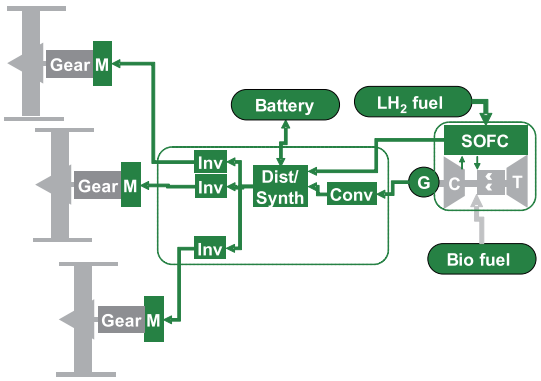
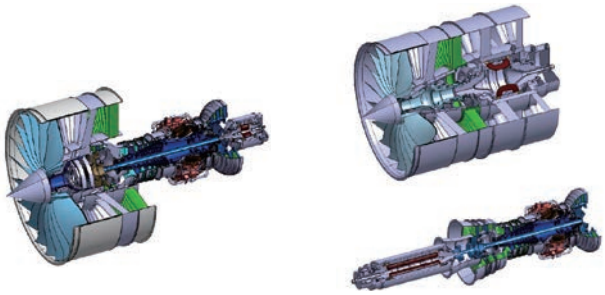


Fig. 6　Electrical Propulsion System of Emission Free Aircraft

超電導モータ・発電機を用いた推進系については，次世代ジェットエンジンの設計・解析技術開発（DANTE）の一環として，超電導モータ・発電機の初期設計ツールを用い[14]，ベースラインとなるターボファンエンジンからの派生としてハイブリッドアシスト（Fig. 3のハイブリッド電動推進：DANTE-PH），単一のファンの条件におけるターボ電動推進（Fig. 3のターボ電動推進：DANTE-TE）の設計検討を行っている（Fig. 7）。



（a）DANTE-PH　　（b）DANTE-TE

Fig. 7　Design Study of Superconducting Hybrid Electric Propulsion（DANTE-PH）and Turbo Electric Propulsion（DANTE-TE）[15]

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

3.3　JAXAにおける電動推進システムの要素研究

3.2節にて紹介した航空機コンセプトに関連し，JAXAにおいては発電機構，推進機構双方の要素研究を進めている。Fig. 6に示すエミッションフリー航空機の発電機構である，SOFC-ガスタービン複合サイクルエンジンは，コンバインドサイクル化による高発電効率は期待できるものの，主要な課題として，飛行状態やエンジン運転状態に起因するSOFC入口空気の変動に対するSOFCの保護やSOFCの安定した作動に必要なSOFC入口空気の調整機構の軽量化があげられ，Fig. 8に示すように，小型ターボファンエンジン[16]を改良した2軸ガスタービンエンジンを開発し，圧縮機抽気空気を用いたSOFCの発電実験に取り組んでいる[17]。

同様に，本機体システムでは，液体水素を燃料として使用することを想定しており，燃料電池の起動時には低温の水素ガスが供給されることとなる。燃料電池の低温起動時には，発生した水分が凍結するなど出力低下が懸念される。このため，低温水素が燃料電池に供給された時の内部状況把握と高速起動の実現を目的として，SOFCより内部状態の把握が容易な燃料電池である固体高分子型燃料電池（PEFC）を対象として，低温水素供給による発電実験を実施している（Fig. 9）。PEFCを使用した推進システムは比較的低い圧力で運用するため，補機類を簡素にすることができ，このためドローンなど小型電動機への適用も可能性がある。

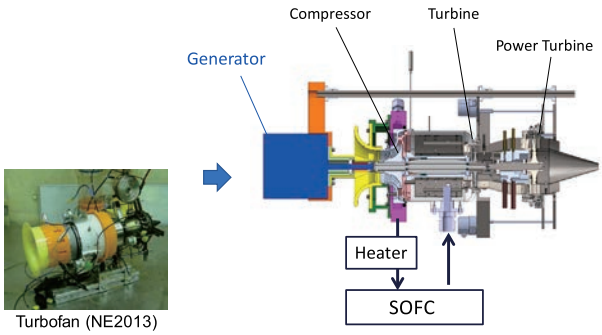


Fig. 8　SOFC-Gas Turbine Combined Cycle Engine

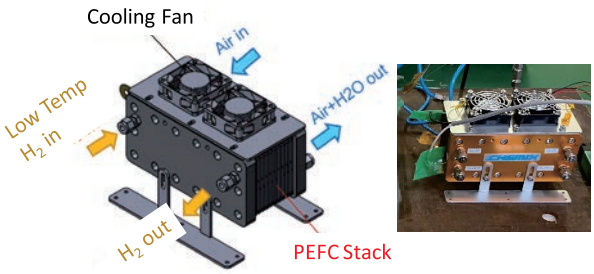


Fig. 9　Starting Test of PEFC[18]

JAXAにおいては，航空機への水素適用は高速飛行用の極超音速ターボジェットエンジンの研究開発において，液体水素を燃料としたターボジェットエンジンの開発を行ってきた[19]。ここで培われた液体水素の管理技術は，そのまま亜音速旅客機用（水素）エンジン，燃料電池の制御技術，水素温度を利用した超電導の基礎技術として適用が可能である。このような技術蓄積を踏まえ，今後は燃料電池のみならず，モータや燃料供給装置を含む周辺機器の超電導化検討も進めていく予定である。

電動ファンの多発分散化は，機体境界層を吸い込むBLI効果を最大限に引き出すファン配置を可能とするため，空力的な観点で損失を抑制することが可能であるが，このメカニズムの詳細な解明や，機体抵抗の低減効果やファン動力の低減効果などのメリットと，非一様流を吸い込むことによる推進効率低減のデメリットのトレードオフなど，詳細な評価が必要である。JAXAにおいては，これらの目的のため，Fig. 10に示すように，機体内にファンを埋め込むことによる動力低減効果を実験的に評価している[20]。また，ファンには強いディストーションがある気流が流入するため，Fig. 11に示すように，ファンの全周解析を進めている。現在は，流れ場の評価を経て，強いディストーション下においても適切な性質を発揮する設計方法の検討を進めているところである[21]。

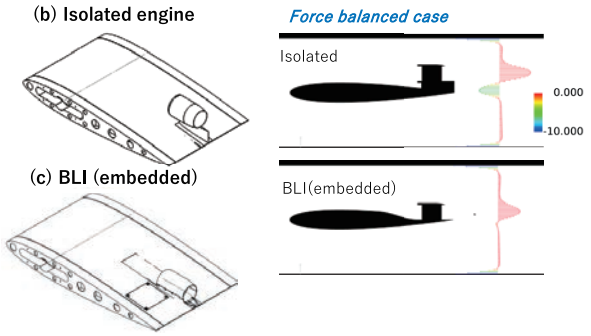


Fig. 10　Estimation of Fan Power Reduction by Fuselage-Fan Integration（Left: Test Model, Right: CFD）

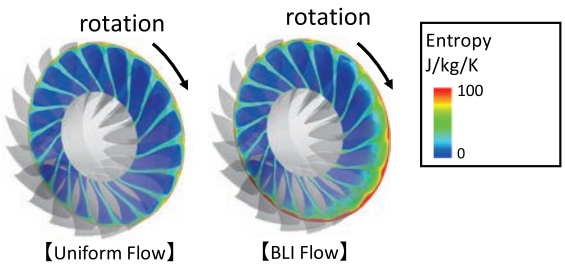


Fig. 11　Estimation of Fan Power Reduction by Fuselage-Fan Integration（Left: Test Model, Right: CFD）

4．まとめ

現在，航空輸送はCOVID-19の影響で大幅な落ち込みがあるものの，航空需要は3－4年程度の遅れで通常の成長率に戻ると予測されており，その上で航空産業に対するCO_2排出削減は依然として強い要求がある。航空機電動化コンソーシアム将来ビジョンにて示したとおり，航空機電動化はこの要求を満たすためには必要不可欠な

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

技術であり，本稿においては，これらに関連した航空機コンセプトの検討およびJAXAにおける個別要素技術研究を紹介した。今後はこれらの活動をさらに拡大し，異分野横断的な活動によるイノベーション創出につなげていきたい。

謝辞

JAXA航空技術部門の田口秀之氏，田頭剛氏，横川譲氏には，本稿取りまとめに際し貴重な助言を得た。ここに期して謝意を表する。

参考文献

(1) 航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアム＜http://www.aero.jaxa.jp/about/hub/eclair/＞（参照日 2020年11月１日）.

(2) 航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアム将来ビジョン，＜http://www.aero.jaxa.jp/about/hub/eclair/index.html#vision＞（参照日 2020年11月１日）.

(3) Air Transportation Action Group., Reducing Emissions from Aviation through Carbon-Neutral Growth from 2020, Working Paper Developed for the 38th ICAO Assembly, October 2013,　＜https://www.atag.org/＞（参照日 2020年11月１日）.

(4) ICAO Environmental Report 2016, ＜https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/env2016.aspx＞（参照日 2020年11月１日）.

(5) 空の移動革命に向けた官民協議会，経済産業省，<https://www.meti.go.jp/shingikai/mono_info_service/air_mobility/index.html＞（参照日2020年11月１日）.

(6) 岡井敬一他，航空機の省エネに貢献する熱マネジメント技術，特集　省エネに貢献する熱マネジメント技術，自動車技術，Vol. 71，No. 10（2017），pp. 112- 117.

(7) 森岡典子，竹内道也，大依仁，“航空機・エンジン電動化システムの現状と動向”，IHI 技報，Vol. 53，No.4（2013），pp. 38-44.

(8) 「航空機用先進システム実用化プロジェクト」基本計画，＜https://www.nedo.go.jp/content/100919378.pdf ＞（参照日2020年11月１日）.

(9) 大依仁，桑田厳，森岡典子，”航空機・エンジン電動化システムの技術開発”，IHI 技報，Vol. 57，No.4（2017），pp. 37-46.

(10) H. D. Kim, et al., Turboelectric Distributed Propulsion Benefits on the N3-X Vehicle, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 86/6, pp. 558 - 561（2014）.

(11) 九州大学　先進電気推進飛行体研究センター．< http://riaepa.sc.kyushu-u.ac.jp/index.html＞（参照日2020年11月１日）.

(12) 横川譲，航空機電動化共通基盤技術の研究，航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアム第３回オープンフォーラム，（2020年10月）．< http://www.aero.jaxa.jp/news/event/event201026.html＞（参照日2020年11月１日）.

(13) 小島孝之，航空機用複合サイクルエンジンの研究，航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアム第２回オープンフォーラム（2019年11月），<http://www.aero.jaxa.jp/news/event/pdf/event191128 /07 eclair.pdf＞（参照日2020年11月１日）.

(14) Y. Terao, et al.：Electromagnetic Analysis of Fully Superconducting Synchronous Machines for Future Turbo Electric Propulsion Systems, AIAA-2020-3550 , AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium（2020）.

(15) 田口秀之，次世代ジェットエンジンの性能・重量評価，A22，第48回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集（2020年10月）.

(16) 水野拓哉，田頭剛，JAXAにおける超小型２軸ターボファンエンジン開発，JAXA航空シンポジウム2014，＜http://www.aero.jaxa.jp/news/event/pdf/event140918/poster01.pdf＞（参照日2020年11月１日）.

(17) 小島孝之，SOFC複合サイクルエンジンの起動試験，A-21，第47回日本ガスタービン学会定期講演会論文集（2019年10月）.

(18) 新井郁矢，低温水素ガスを用いた固体高分子型燃料電池の性能調査，STCP-2018-049，平成30年度宇宙輸送シンポジウム（2018年１月）.

(19) 水素社会に向けた航空機に関する研究会，水素社会に適応する航空機の検討：水素社会に向けた航空機に関する研究会報告書，JAXASP16-006（2016）.

(20) K. Okai, et al.：Experimental and Numerical Evaluation of Boundary Layer Ingestion Effect with Engine/Airframe Integration Model, AIAA 2019-3852（2019）.

(21) 全機抵抗低減を目的とした境界層吸い込みの研究，JAXA スーパーコンピュータシステム利用成果報告（2019年４月～2020年３月），＜https://www.jss.jaxa.jp/ar/j2019/11458/＞（参照日 2020年11月１日）.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

高温超電導技術を用いた航空機用電気推進システムの開発

Development of Electric Propulsion System using High-Tc Superconducting Technology for Aircraft

和泉 輝郎[*1]　岩熊 成卓[*2]
IZUMI Teruo　IWAKUMA Masataka

キーワード：高温超電導技術，電気推進システム，発電機，モータ，ケーブル，出力密度
Key Words：High-Tc Superconducting Technology, Electric Propulsion System, Generator, Motor, Cable, Power Density

1．緒言

地球の温暖化の進行が顕著になる中，これを抑えるべく世界的な二酸化炭素排出抑制の機運は高まりを見せている。この傾向は，航空機業界も例外ではなく，ICAOから定量的かつ明確な削減目標として，「2050年までに世界の航空機から排出される二酸化炭素を2005年の排出量の半分にする」が示されている[(1)]。一方で，航空産業は，これまで順調に需要を伸ばしてきており，その機体数は今後30年間で倍増するといわれている。従って，対策を何も講じなければ，2050年頃には二酸化炭素排出量も倍増することになることから，ICAOから示された目標を達成するためには，航空機から排出される二酸化炭素を約1/4にする技術を実現しなければならないことになる。

現行の航空機の効率向上は，ジェットエンジンの大口径化と高バイパス比化を中心に進められてきた。大口径化に関しては，離着陸の安全を確保するための左右の傾角を考慮した際の限界サイズに達している。バイパス比に関しては，最近では10を超えるバイパス比が実現されているが，大口径化と合わせて，その高効率化はほぼ飽和しているといわれている。つまり，現在の技術開発の延長では，上述の二酸化炭素削減目標の達成は困難であり，革新的な技術開発が必要であることになる。その有力な候補として考えられているのが推進システムの電動化である。この電動化にはいくつかの種類（ピュアエレクトリック方式，パラレルハイブリッド方式，シリーズハイブリッド方式等）があるが，その中で，燃料の燃焼ガスでガスタービンを駆動し，発電機を回し，発生電力をモータに伝送してファンを回して推進する仕組みであるフリーターボエレクトリック方式の採用が期待されている。これは，化石燃料の化学エネルギーを機械エネルギーに変換する途中に，発電，モータ駆動とエネルギー変換ステップが増えることによるロスが生じるものの，タービンとファンの配置の自由度が高く，これを最適化することによる機体全体の飛行効率向上を期待できるからである。実際，NASAの試算によれば，全翼型の機体の上面に小型分散させたファンを配置する構成で，大きな効率向上が期待できると報告されている[(2)]。

推進システムの電動化は，以前から検討されていたが電動化による重量化により実現していなかった。発電機やモータなどの回転機は，常電導技術で作製すると，鉄心の周りに銅線を巻いた電磁石で構成されることから，重量が大きくなり，従来のジェットエンジンに比べて，同じパワーを生み出すために数倍～十倍の重さになってしまう。これでは，電動化によるメリットを相殺するだけでなく，むしろ総合効率が低下してしまうことになる。そこで，期待が寄せられているのが高温超電導技術の適用である。

超電導材料は，電気抵抗がないということから高効率機器が期待できるだけでなく，常電導材料に比べて非常に大きな電流密度を実現できる特長を持ち，小型軽量化が可能となる。具体的には，100倍にも及ぶ高い電流密度により，超電導線材で作製したコイル（電磁石）においては，鉄心に頼ることなく高い磁場を作り出すことが出来るのである。例えば，FRP等の非磁性軽量材料の周りに超電導線材を巻くことにより，劇的に軽いコイルが可能となる。特に，回転界磁コイルだけでなく，電機子コイルも超電導化した全超電導モータにおける軽量化は顕著である。Fig. 1には，Luango等の報告[(3)]を基にした解析結果を示す。全超電導モータは，現行ジェットエンジンの重量に比べて非常に軽く，大きな出力密度が期待

原稿受付　2020年12月13日
＊1　国立研究開発法人産業技術総合研究所
省エネルギー研究部門
〒305-8564　つくば市並木1－2－1
E-mail: teruo.izumi@aist.go.jp
＊2　国立大学法人九州大学　大学院システム情報科学研究院
〒819-0395　福岡市西区元岡744
E-mail: iwakuma.masataka.187@m.kyushu-u.ac.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

できることが試算されている。従って，超電導技術の適用により，従来，常電導技術ではその有効性が喪失してしまう電動化のメリットを十分に享受して，高効率化が期待できるのである。但し，超電導現象は，極低温における現象であり，本技術を使用するには，冷却が不可避な付帯技術となる。超電導技術で実用化されているMRIやNMR，リニアモーターカーにおいて用いられている超電導材料は，第一世代と呼ばれている金属系の超電導材料（NBTi, Nb_3Sn等）であり，超電導現象を発現する温度である臨界温度（Tc）が低く，液体ヘリウム中の4.2Kという極低温で運転されている。従って，冷却負荷が大きいだけでなく，ヘリウムの価格高騰も課題になっている。これらの材料に比べて，1986年以降に発見された，酸化物系の超電導材料の中には，Tcが液体窒素温度を超える材料も複数あり，これらを総称して高温超電導材料と呼んでいる。その中でも本稿が扱うRE系超電導体（$REBa_2Cu_3Oy$, RE:希土類）は，高温・高磁場中でも高い臨界電流特性を有した材料として期待されている。実は，上述のNASAの胴体翼機であるN3Xも超電導技術と水素燃料の適用が前提となっており，その有効性は世界的にも認められているところである。

本稿では，上述の背景のもと行っているRE系超電導線材を用いた機器による航空機用電気推進システムの開発に関して，開発着手に至った経緯からNEDOプロジェクトの状況，今後の展望について紹介する。

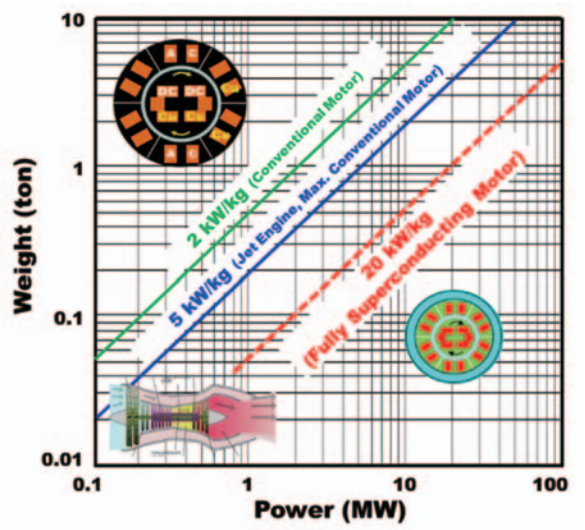


Fig. 1　Power dependence of weight for engine and motors

2．開発着手への背景

本稿で対象としているRE系超電導材料は，Tcが95K程度で液体窒素温度（65～77K）を大きく超えているだけでなく，基礎特性として磁場中での臨界電流特性に優れていることを特長としている。一方で，酸化物である同材料は，金属とは異なり，そのままでは線材の形はとれない。加えて，この材料の特性として結晶構造に依存して異方性が大きい特徴を持つことから，高い特性を引き出すには，結晶の方位を揃える，単結晶に近い配列を実現する必要がある。これらの必要要件を満たすためにFig. 2に示すような薄い金属テープの上に超電導材料を含めた複数の酸化物薄膜を積層する構造を有した断面の線材の開発が進められてきた。2000年頃から日米の開発競争を中心に開発が進められ，現在では長さでは単長で数百m長で，1 cm幅で500A（@77K, 自己磁場）以上の臨界電流を有する線材が販売されるに至っている。更に，磁場中での特性に関しては，微細構造の影響が大きく，意図的に超電導層内にnmオーダーの非超電導相（人工ピン止め点）を分散させる技術において大きな特性向上が実現されている。これらの，長尺線材技術及び磁場中臨界特性向上技術のいずれにおいても日本は世界の中でも常にトップの高特性長尺線材を作製する技術を有しており，これが日本の大きな強みになっている[4]。特に，高温磁場中での臨界電流特性では，我々のグループで開発した人工ピン止め点が有効に働き，液体窒素温度においても機器開発が可能なレベルの高特性を発揮する線材の作製が可能になっていることを受けて，推進システムの運転温度を冷却負荷の小さい高温（液体窒素中）に設定することが出来ている。

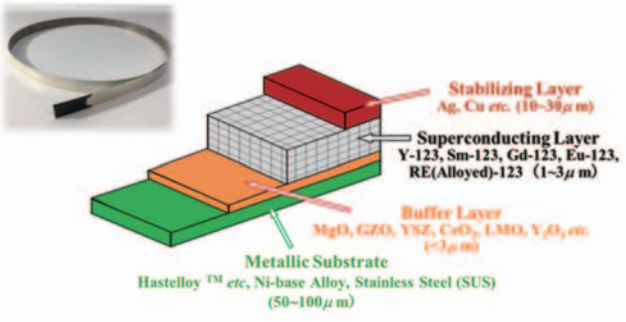


Fig. 2　Schematic drawing and photo of REBCO tapes

次に，交流損失低減が可能な線材及びこれを用いたコイル，機器の開発能力である。超電導線材は，直流の電流に関しては電気抵抗がなくジュール損失は発生しないが，交流を印加した際には超電導体特有の損失が発生し，発熱が起きる。これは，交流における磁界変化に応じて超電導線材の中に量子化磁束が出入りすることによって発生する原理的損失である。金属系低温超電導線材では，ミクロンオーダーの細径フィラメントを束ねる多芯線材を形成することにより，交流損失の低減を図っているが，RE系超電導線材では，金属系と同じ手法での損失低減は困難である。そこで，開発されたのがFig. 3に模式図で構造を示すスクライブ線材である。積層構造をもつテープ線材の表面に長手方向に溝を形成し，テープ線材の形状を維持したまま表面にフィラメントを形成する技術である。様々なスクライブ技術が開発されてきたが，現在は，レーザーで溝を形成する技術が主として開発され，100m級の長尺線材で10分割のフィラメント化

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

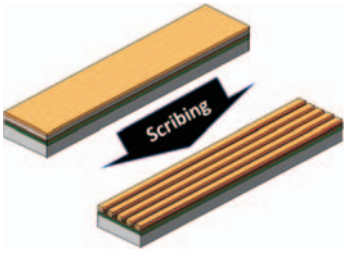


Fig. 3 Schematic drawing of the scribing technique for lowering AC losses

にも成功し，全長に亘って1/10の損失低減を確認している。この長尺線材で損失低減を実現しているのは筆者等のグループだけである[5]。更に，線材のみならず，スクライブ線材を用いたコイルにおいても損失低減を実現している[6]。スクライブ化により短尺線材における損失低減は，他機関でも確認しているが，コイル形状では損失低減効果を維持できず，機器へつなげることが出来ていない。筆者等のグループでは，この技術を変圧器に適用し，世界で唯一，実機レベルの超電導変圧器で損失低減を実証している[6]。この技術は，超電導変圧器以外にも，発電機，モータの電機子の超電導化を可能にするもので，全超電導回転機を実現するための大きな武器になっている。

加えて，日本においては超電導ケーブルの開発も行われてきている。航空機応用を考えた際に，重要となる低電圧軽量ケーブルとして，昭和電線ケーブルシステムが，独自開発で三相同軸ケーブルを開発し，現在，NEDO実証プロジェクトで，民間プラントであるBASF社戸塚工場内に敷設運転を実証する試験を行っている[7]。

また，超電導機器実用化には不可欠な冷却技術においいても，上述の変圧器やケーブルの開発に合わせて，大陽日酸がメンテナンスフリーのブレイトンサイクル型冷凍機の開発に成功し，既に販売にまで至っている[8]。

上述の高温超電導に関わる世界トップや世界で唯一の技術は，いずれも日本の強みの技術として，本稿でテーマとしている航空機用超電導電気推進システム開発を開始する強い動機になっている。

3．提案する超電導推進システムの基本コンセプト

本項では，前項で紹介した強みとなる要素技術を組み合わせたオリジナルな超電導推進システムのコンセプトを紹介する。基本のシステムは，シリーズハイブリッド方式である。Fig. 4には，提案する電気推進システムの概念を示す。ガスタービンにより全超電導発電機で発電し，超電導ケーブルを介して電力を分散型の全超電導モータに伝送し，ファンを回転させることにより推力を得る。特長は，発電機からケーブル，モータまでの連続したシステムを液体窒素により浸漬し，液体窒素温度で運転するところである。電力と冷媒である液体窒素は同じ経路で運ぶ構造とし，シンプルなシステムとして軽量化を目指している。システム内を巡回し戻ってきた液体窒素は，冷却システムで冷却して循環させる構造になっている。

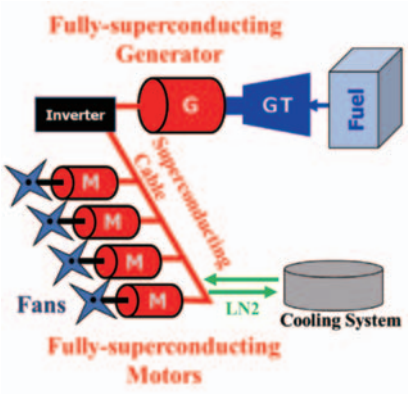


Fig. 4 Proposed concept for electric propulsion system for aircraft using superconducting technology

4．NEDO先導研究プログラム／革新的航空機用電気推進システムの研究開発

本研究開発では，今後導入数が最も見込まれる１通路100～200人乗り航空機を念頭に20MWの電気推進システムを開発対象としている。発電機，ケーブル，モータ等の連係推進システム全体に超電導技術を導入することにより，現行のジェットエンジンシステムと比較して高出力密度の推進システムの実現を目指している。

まず，2018年６月から約１年間で，九州大学，産業技術総合研究所，富士電機，昭和電線ケーブルシステムが参画して，先導研究を実施した。

本先導研究においては，Fig. 4に示した提案者等が保有する超電導関連技術（超電導線材，ケーブル，回転機，及び冷凍技術等）を基礎に，各コンポーネントを航空機仕様とするための革新的な概念を取り入れた設計を行い，期待できるメリット（出力密度等）を定量的に試算した。また，同概念を具現化するために必要な要素技術を選択し，部分要素モデルの試作と評価を行った。これにより世界に先駆けて，航空機に対応した小型・軽量・高効率の大出力電気推進システムの実現可能性を検証した。

4.1　実施内容

本先導研究は，大きく分けて二つの大きな項目で構成されている。更に，其々の中で，幾つかの中項目を設定して開発を行った。

一つは，「航空機用超電導推進システム概念設計」であり，ここでは，20MWを対象とした，全超電導回転機（発電機，モータ）とともに，超電導ケーブルの概念設計を行い，その中で軽量化につながる，材料，構造等の可能性を検討した。中項目として，航空機用超電導回転機の概念設計では，コイル材料にRE系高温超電導線材を用いた全超電導回転機を対象とし，燃料としてLNGもしくは液体水素を想定することで，回転機の概念設計を行った。更に，冷却システムに関しても併せて検討を

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

行った。二つ目の中項目として，航空機用超電導ケーブルの概念設計では，ケーブル材料にRE系高温超電導線材を用い，上述した回転機仕様に適合した電流容量及び耐電圧特性を確保し，航空機用ケーブルとして必要な軽量化を実現するケーブル構造の設計を行った。更に，上述の回転機，ケーブル，冷却システムを統合した推進システムとしての概念設計も行った。

一方，もう一つの大項目として，実験的アプローチとして「航空機用超電導推進システム要素技術試作実証」を実施した。本項目では，上記の概念設計の中で示された基本構造や内容の中で，鍵となる重要な要素技術を選定し，その有効性を小型モデルで検証した。まずは，航空機用超電導回転機部分モデルの試作検証として，航空機用超電導回転機の概念設計の結果を受けて，横型冷却構造を有する１kW級回転機の設計・製作を行い，室温との断熱特性，巻線近傍の冷却特性，回転機特性等の評価を行った。また，回転機の重量軽減に有効であると考えられる，超電導シールド機構導入を目指し，シールド能力に優れた幅広線材の作製プロセス開発とともにその効果の検証を行った。また，二つ目の中項目に関しては，航空機用超電導ケーブルモデルの試作として，航空機用超電導ケーブルの概念設計で検討した簡素な積層型構造の短尺ケーブルを試作し，重量，通電能力，耐電圧特性等を評価することで，実現可能性の検証を行った。

4.2　主要成果−1（概念設計）

本項では，「航空機用超電導推進システム概念設計」に関する主要成果を紹介する。

Fig. 5には，20MWを想定した推進システムの概念図を示す。ここでは，２つの10MW超電導発電機に対し，10個の２MW超電導モータを配し，これらを超電導ケーブルで繋ぐ構成になっている。

まずは，全超電導発電機及びモータの基本構造の概念をFig. 6に示す。電機子コイルは，交流損失による発熱が想定されることから，スクライブ加工したフィラメント線材を適用し，循環する液体窒素により浸漬冷却する。一方，回転界磁子コイルは，発熱が非常に小さいことから，上述の循環液体窒素からの間接冷却により充填されたガスHeを介して冷却する簡素化した構造としている。回転機のケーシング材としては，軽量化が期待できるTiの他にFRP系材料での検討を行った。これらの基本選

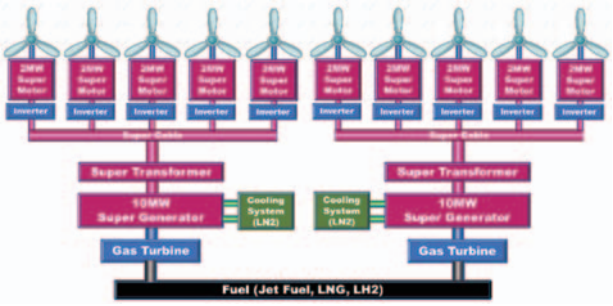


Fig. 5　Schematic drawing of 20MW propulsion system

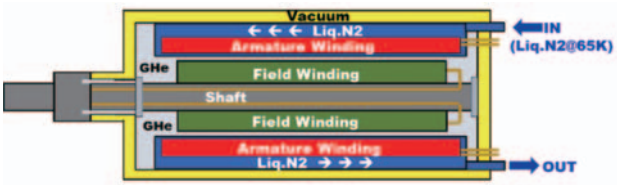


Fig. 6　Schematic drawing of cross-sectional view for proposing fully superconducting motor

択の中で，回転機のアスペクト比，電流電圧等の条件を，実際の線材の特性データを基に適正化し，各機器及び推進システムとしての重量を求め，出力密度を見積もった。ここで，航空機応用の特殊環境として，上空での運転により耐電圧が低下することへの対応を考慮した。一般論としては，電気機器としても雰囲気の気圧の低下による耐電圧の低下を考慮しなければならないが，本提案における超電導機器は，全て大気圧の液体窒素に覆われていることから，耐電圧は十分に備えていると考えてよい。様々な条件下での概念設計及び想定能力の試算を行った結果，発電機単体やモータ単体としては，各々22.6kW/kgの高い出力密度が期待できる。これは，冷却システム重量を勘案しても，19.3kW/kgで依然高い値を示す。推進システムの総合値としては，上述の発電機とモータを同時に取込み，更に変圧器の重量も考慮した。その結果，システムとしての出力密度は8.4kW/kgと，単体の数値のよりは小さくなったものの，現行のジェットエンジン推進系よりも十分に高い出力密度で，電気推進システムを実現する見通しを得ることに成功した。

これまでに開発された超電導送電ケーブルの中で，航空機応用を念頭において，最も軽量タイプである三相同軸ケーブルにおける重量内訳を検討すると，外管であるアルミニウムのコルゲート管が全体の60%以上を占めていることが分かった。従って，この重量を低減することがケーブル重量を軽減することに繋がる。その一つの方向性として，ケーブルコア構造の細径化が挙げられる。本概念設計では，超電導線材に掛かる磁場を許容することでコア部の径を抑制する構造を検討した。Fig. 7には，その一例を示す。同構造のケーブルを実現することが出来れば，細径による重量軽減が可能となり，0.19kg/kA/mという軽量ケーブルが期待できることが分かった。

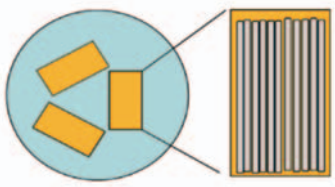


Fig. 7　Schematic drawing of light-weight transmission cable using coated conductors

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

4.3　主要成果-2（要素技術試作実証）

本項では，「航空機用超電導推進システム要素技術試作実証」に関する主要成果を紹介する。まず，全超電導モータの小型モデルの試作・評価に関する成果を報告する。基本構造は，概念設計で示されたFig. 6に示された構造を採用している。基本的には，この構造での回転機としての動作の確認が第一義的な目的となる。Table 1には，1 kW全超電導モータの基本仕様を示す。これらの仕様に従って，作製したモータの外観写真をFig. 8に示す。結果として，必要な出力を確認し，我々の提案における全超電導モータの運転可能性を十分に確認することができた。

Table 1 Basic specifications of 1kW motor

Power	1,000W
Current	100Arms
Voltage	25Vrms
Rotation Speed	625 min^{-1} (10.4Hz)
# of Poles	2P
Cooling System	Rotor: Gas-cooling Armature: LN_2 Cooling

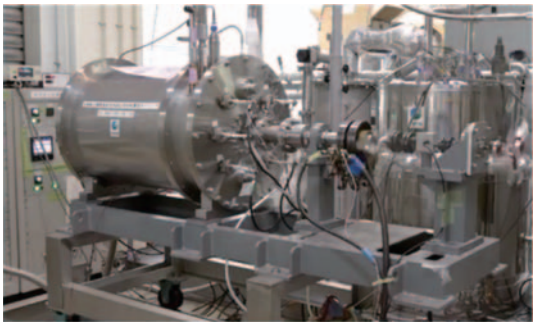


Fig. 8 Photo of 1kW fully superconducting motor

次に，超電導ケーブルに関する，構造モデルの試作・評価に関しても，Fig. 7の概念設計で示された積層導体のコンセプトを反映した構造を採用し1kA用ケーブルを試作した。Fig. 9に示した通電試験結果より，1 kAまで抵抗発生が見られず（◆），赤線で示したIc基準（1 μV/cm）以下であることから，基本仕様を満たしていることが確認できた。

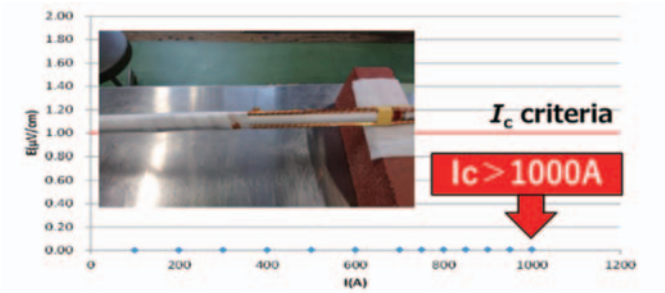


Fig. 9 Result of I-V curves of light-weight cable

5．航空機用先進システム実用化プロジェクト／革新的航空機用電気推進システムの研究開発

上記の先導研究は，航空機用推進システムに対する高温超電導技術の有用性を概念設計と重要要素技術の小型モデル検証で，初めて定量的に示したものである。しかしながら，超電導推進システムの実用化には，未だ多くの技術的な課題の解決とシステムとして実証試験が必要であるとともに，スケールアップを図らなければならない。そこで，本事業では，各要素技術において，解決すべき基盤技術を抽出し，これらの開発を通して，推進システムを構成する各機器の試作，さらには推進システムの試作・評価を行うことで実用化を促進することを目的とした実用化プロジェクトを開始した。

期間としては，2019年 6 月から約 5 年間で，九州大学，産業技術総合研究所，大陽日酸，SuperOx Japan，神戸製鋼所，富士電機，昭和電線ケーブルシステム，名古屋大学，成蹊大学，福岡工業大学，鹿児島大学が参画して以下の開発を行っている。

本プロジェクトの開発フロー概念をFig. 10に示す。大きく分けて二つの研究項目から構成されている。一つは，「航空機用超電導推進システム要素技術開発」とのテーマ名で，実際の機器やシステムを試作する前に実施する各種の要素技術開発である。超電導回転機，超電導ケーブル，冷却システム，超電導線材，低温動作半導体の各要素技術であり，全プロジェクト期間にわたり実施する予定である。当初は，後述する250 ～ 500kW 全超電導モータ試作へ向け，続いて，0.5 ～ 1 MW推進システムに必要な要素技術を，その後は，プロジェクト後に展開する20MWシステムに向けた要素技術の開発を継続実施する。これらの成果を受けて，二つ目の研究開発項目は，「航空機用超電導推進システム機器機能検証」と題し，3 年目に250 ～ 500kW全超電導モータ及び冷却システムを試作評価し，その後，5 年目に発電機やケーブルなども含めた0.5 ～ 1 MW推進システムを試作・評価する。

全超電導発電機や全超電導モータに向けた回転機基盤技術開発としては，現在，小型モデルを作製，評価する

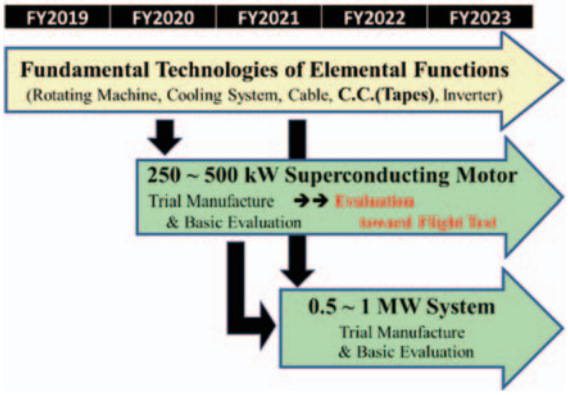


Fig. 10 Development flow of the current project

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ことで250～500kWモータに採用する技術の開発を行っている。次に，ケーブル基盤技術開発では，幾つかの軽量化のアプローチでの検討を行っているが，細径化による重量軽減では設計とともに課題の抽出を行い，線材性能とのマッチング等の検討を進めている。また，本ケーブルは，電力と共に冷媒である液体窒素を運ぶ輸送管の役割も担っており，端部で必要となるモータや変圧器などの機器との接続構造の開発も進めている。冷却システム基盤技術開発においては，冷凍機に代わる熱交換システムの考案とともに，小型モデルによる有効性の検証を行っている。超電導線材基盤技術では，本提案での核となる低交流損失を実現するREBCO線材のスクライブ技術において，フィラメント線材の特性の安定性向上の技術開発とともに，液体窒素中での運転を可能とする高温磁場中の臨界電流特性の向上技術の開発も行っている。更に，回転機の軽量化に有効であると考えられている，超電導シールドシステムに関する基盤技術の開発も行っている。提案の推進システムでは，発電機からモータまでを超電導で液体窒素中での運転を想定している。ここで課題となるのは，熱侵入を低減する観点からも，モータの回転数を制御するインバーター等の機器も同じ低温環境で使いたいという点である。この必要性に応えて，低温動作半導体技術開発では，液体窒素中でも動作可能な素子の開発を行っている。

加えて，全超電導発電機に動力エネルギーを供給するガスタービンに関する検討も行っている。当面は，ジェット燃料を用いた既存のガスタービンを用いてシステム検証などを検討することになるが，航空機用としては，軽量化とともに，将来の二酸化炭素フリー技術実現に有効な液体水素燃料により動作するガスタービンの開発が望まれる。方向性としては，開発が進んでいる水素専焼の発電用ガスタービンの知見を利用しつつ，軽量化するための技術開発を進めていくことが妥当であろうと考えている。

6．今後の展望

本稿では，高温超電導技術を適用した航空機用電気推進システム開発の現状を紹介した。REBCO超電導線材を適用した回転機やケーブルなどの技術は，航空機応用において，軽量化と電気推進を両立させる有効かつ有望な技術である。実際，先導研究における概念設計及び機器機能検証を通してそのポテンシャルを既に確認することが出来ている。一方で，実用化にはまだ多くの技術開発が必要である。現行のプロジェクトでは，実用レベルに近い容量を有したシステムの開発を目指している。その後も大型化とともに航空機特有の運転条件や要求条件を満たしたシステムの開発を進め，飛行試験や認証取得など多くの課題を経て，実用化に至ることとなる。

加えて，航空機における電動化の課題は，そのまま空飛ぶクルマにも当てはまるもので，言い換えると本稿で紹介した技術は，空飛ぶクルマにも適用可能な技術である。この分野への適用が可能になれば，市場規模も巨大であるとともに二酸化炭素削減にも大きな貢献が期待できるものであり，こちらも開発推進を期待するところである。

謝辞

産業技術総合研究所の壹岐典彦氏には，本稿取りまとめに際し，特にガスタービンに関して貴重な助言を得た。ここに記して謝意を表する。また，本稿内容の一部は，国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の委託業務の結果得られたものです。

参考文献

(1) “Reducing Emissions from Aviation through Carbon-Neutral Growth from 2020” https://www.realwire.com/writeitfiles/PositionPaper_ICAO-ASBY_2013_mediumres.pdf（参照日2020年12月13日）.

(2) Electric-Aircraft-cleared-AFRL-2013.pdf (illinois.edu) <http://publish.illinois.edu/grainger-ceme/files/2015/04/Electric-Aircraft-cleared-AFRL-2013.pdf>（参照日2020年12月13日）.

(3) Loungo, C. A., Masson, P. J., Nam, P. J., Mavris, D., Kim, H.D., Brown, G. V., Waters, M., Hall, D., Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors, IEEE Trans. Appl. Supercond., Vol. 19, No. 3, JUNE (2009), pp. 1055-1068.

(4) 和泉輝郎，柳長門，イットリウム系薄膜超伝導線材開発の現状と展望，J. Plasma Fusion Res., Vol. 93, No. 5 (2017), pp. 222-229.

(5) 町敬人，劉，衣斐顕，岩熊成卓，和泉輝郎，希土類系高温超電導テープ線材のスクライビング技術の現状，低温工学 50巻5号（2015）pp. 1-13

(6) Iwakuma, M., Okamoto, H., Tomioka, A., Konno, M., Saito, T., Iijima, Y., Suzuki, Y., Yoshida, S., Yamada, Y., Izumi, T., Shiohara, Y., Development of REBCO superconducting power transformers in Japan, Physica C 469 (2009) pp. 1726-1732.

(7) NEDOニュースリリース：世界初，民間プラントでの三相同軸超電導ケーブルの実証試験開始へhttps://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101132.html.（参照日2020年12月13日）.

(8) 平井寛一，尾崎信介，奈良範久，弘川昌樹，吉田茂，高温超電導電力機器用ターボブレイトン冷却システムの開発，TEION KOGAKU, Vol. 48, No. 7 (2013) pp. 352-357.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

脱炭素化にむけた航空機・エンジン電動化システムの役割

Roles of the MEAAP -More Electric Architecture for Aircrafts and Propulsion- toward CO_2 emissions reduction

大依 仁*1
OYORI Hitoshi

キーワード：脱炭素，電動化，電動機，ジェットエンジン，再生可能代替航空燃料
Key Words：De-carbonization, Electrification, Electric-machine, Jet engine, Sustainable aviation fuels

1．緒言

社会の最終エネルギー消費を電力・運輸・熱で区分すると，電力は低炭素排出１次エネルギー利用を拡大するためCO_2は減少，運輸はモビリティのネットワーク化による高効率化と電動化による脱炭素化が進み，熱源も燃焼からヒートポンプへ変革し効率は大幅に改善する。一方で，旅客機輸送は2050年に向けて大幅に増加すると予測され，従来の燃費改善ペースにとどまると，絶対量だけではなく，地球上で排出されるCO_2に占める航空機の相対的な割合が，顕著に増加すると想定される。

IHIでは，旅客機の脱炭素化をゴールに見据えて，航空機・エンジン電動化システムの実用化研究を行っている（Fig. 1）。本解説では，国際的な脱炭素航空機の動向と共に，IHIの技術開発について述べる。

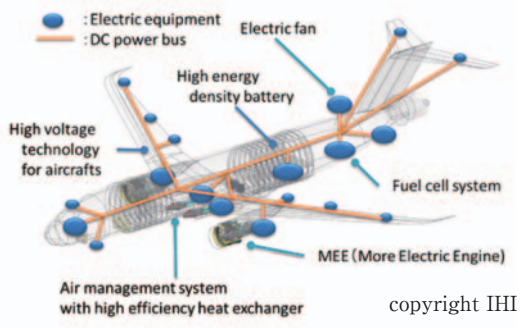


Fig. 1　A concept of More Electric Architecture for Aircraft and Propulsion “MEAAP”

2．脱炭素化に向けた電動化の役割

2.1　日本における航空機脱炭素化のビジョン

JAXA航空機電動化コンソーシアムが提示した航空機電動化将来ビジョン[1]において，ATAG（Air Transport Action Group）が示すCO_2排出量削減目標である2050年時点で2005年時点の半減は，削減量の絶対値に置き換えると，2050年時点では現在から改善がない場合のCO_2排出量を約95%削減する必要があることを指摘している。しかし，2020年から2050年で旅客機の新機種導入は，各サイズで１回しか想定されない現実がある。

2.2　世界のテクノロジーロードマップと電動化

世界動向のベンチマークとして，IATA のAircraft Technology Roadmap to 2050[2]（以下“roadmap”と称す）をあげ，航空機システムを中心に，Green aircraft technology（aircraft and engines）とSustainable aviation fuels（SAF；再生可能代替航空燃料）について議論する。IATAは前者について，2050年の目標達成に重要な役割を担うものの，市場へ浸透してその効率性が認識されるには，時間を要することを指摘しており，技術開発の促進とその積極的な早期の適用を促している。また，SAFについては80%を超えるCO_2削減を掲げ，バイオ燃料にとどまらず，Power-to-liquid（PTL；再生可能電力から，電気分解で水素を製造し，Carbon captureで得られたCO_2と合わせて合成する炭化水素燃料）の開発にも言及し，ジェット燃料への高い混合比率あるいは完全置き換えも促している。

具体的な電動化に関連する技術ロードマップ項目を抽出すると，2030年までの“Evolutionary Technologies”としてワイヤレス・フライト・コントロールシステム（WLFCS）とハイブリッド層流制御（HLFC: Hybrid Laminar Flow Control）の実用化を上げている。その先の“Revolutionary Technologies”としては，2035年の電動ハイブリッド航空機，境界層吸込（BLI: Boundary Layer Ingestion），2040年の再生可能電力による全電動航空機が示された。各章ではそれぞれを例として電動化の役割について述べる。

3．Evolutionary technologiesと電動化

3.1　Evolutionary technologiesにおける電動化の役割

Boeing社の787（以降B787と称す）を代表とするMore Electric Aircraft（MEA）が就航してから，まもなく10年となる。B787以前の航空機における電力の主の役割は，航法・通信・照明・客室電源であった。B787は，従来エンジン抽気の役割であった，与圧空調

原稿受付　2020年11月11日
＊1　㈱IHI・東京都昭島市拝島町3975番地18号

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

用圧縮空気を電動コンプレッサで供給し，機体への着氷を防ぐための熱源も電熱ヒータに変え，抽気を廃止するために発電機を増強するとともに，大型化した発電機をエンジンスタータに利用した電動始動へと変革したが，その後MEAは停滞した。新技術が市場へ浸透してその効率性が認識されるには時間を要する，とのIATAの指摘の通りである。“roadmap”が示す３つの領域の実用化が急がれる。

１）機体の抵抗や損失を削減する電動化
２）既存の艤装，装備の重量を低減する電動化
３）電力需要と安全性，信頼性を支える電動化

3.2　電動化が提供する機体空気抵抗や損失の低減

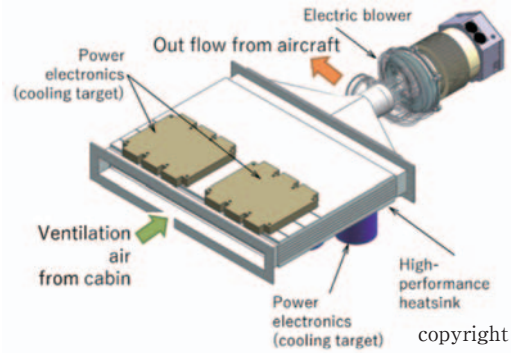
萌芽期の電動化は従来の二次動力（油圧，空気圧やギヤボックス）からの置き換えや効率改善への期待が述べられていた。B787は最も大きな動力消費者である与圧空調システムや防氷システムを，大型電動コンプレッサと大容量発電システムなどで実現した。次世代に向けて，Airbus社もCleanSky2のプログラムで従来のAir Cycle System（ACS）空調の電動化に加えて，地上空調を適用するVapor Cycle System（VCS）電動空調まで踏み込んでいる。このような最大の二次動力消費者の電動化の後に，電動化による効率化のみで，脱炭素への大きな貢献は難しい。すなわちこの先は電動化+αが競争領域となる。

HLFCは10%～15%の燃費改善効果が期待され，長く議論されていた[3]。しかし従来の技術では，吸気システムのエネルギー消費と重量ペナルティで，HLFCは自然層流（NLF：Natural Laminar Flow）と大差ない効果しか得られなかった[4]。ターボ機械を含む最近の超高速電動機技術の飛躍的な進歩は，吸気ブロアを格段に軽量化している（Fig. 2）。Airbus社は超高速真空ブロアを活用したHLFCの技術開発を開始しており[5]，新たに電動化が提供する空気抵抗低減技術となる可能性がある。

copyright IHI

Fig. 2　Oil free electric blower with self-cooling fan

小型超高速電動機技術は，排熱においても空気抵抗の低減に貢献する。B787では大型のコンプレッサやエンジン始動の電動化で，大型のパワーエレクトロニクス（パワエレ；電力制御機器）が必要となった。パワエレは電力素子などから大量の発熱があり，B787では水冷により冷却し熱輸送して，機内に取り込まれたラムエアとの熱交換により排熱している。この熱交換器は空調用を含むラムエア熱交換器の約1/4の面積を占めており空気抵抗の要因となっている。IHIは小型超高速電動機と新開発高密度ヒートシンクを適用し，100kW級のパワエレの空冷化技術を開発した（Fig. 3）。この技術を適用し，客室内空気の排気で空冷すれば，従来の電動機コントローラが排熱に利用したラムエア熱交換器，及びその熱交換器の空気抵抗をなくすことができる。



copyright IHI

Fig. 3　The air-cooling system for the onboard power electronics

小型超高速電動機をエネルギー回収タービンと連携させると，最も大きな二次動力消費者である与圧空調システムでエネルギーを蓄えた，客室空気のエネルギーの回収が可能である。IHIは燃料電池の比較的低温低圧の排気エネルギーを回収可能な，車載用オイルフリー電動過給機（Fig. 4）を商用化している[6]。この技術を応用すれば，従来圧力調整弁（out flow valve）から排出していた客室空気は，パワエレの冷却に利用されたのち，タービンがエネルギーを回収し，再び客室与圧空調などのパワーへ変換して再利用できる。

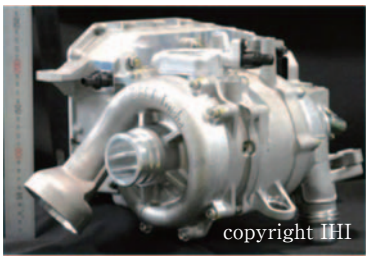


Fig. 4　Oil free electric turbocharger

装備品システムの空気抵抗として最も大きな要因が，与圧空調で排熱を行う熱交換器である。IHIはこの熱交換器で発生する空気抵抗を低減するため，エンジンで消費する燃料で，与圧空調の熱を冷却するRHEA（Ram air Heat Exchanger Abolished by fuel cooling integration）システムを開発している。RHEAは2つの技術要素から構成される。燃料と客室空気間の熱交換を行うFCAC（Fuel cooled Air cooler）と電動燃料システムがあり，IHIは後者の電動化で貢献している。従来の燃料システムは，ギヤボックスを介してエンジンに直結した定容積型燃料ポンプと，燃料制御装置（FMU：Fuel Metering Unit）の組み合わせである。空気密度の低い高空で，回転数は高いが抵抗の少ない巡航時や，エ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ンジンは回転しているが燃料を絞る降下時などは，エンジン回転数に比例した流量を吐出するポンプの燃料に多くの余剰が生じる。その余剰分をFMUは，ポンプ上流へ戻しながら燃料流量を調整しているため，循環による系統損失の蓄積が燃料温度を上昇させている。この燃料温度の上昇を抑制するため，IHIは定容積ポンプを電動機でダイレクトドライブして，エンジン始動の小流量から最大離陸推力時の大流量までの大きなダイナミックレンジで，所要の精度と応答性を実証した。回転数で直接燃料流量を制御することは，余剰燃料の循環で生ずる熱損失を大幅に低減し，燃料システムの温度マージンが拡大した。その温度マージンを空調の冷却に利用すると，180席クラスの狭胴機であれば巡航中の空調排熱は，全て燃料で冷却できる見込みを得ている。IHIは現在システム設計の最適化を進めている。(Fig. 5)

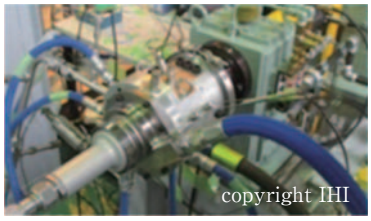


Fig. 5 Electric motor driven fuel pump

3.3　電動化システムアーキテクチャによる重量低減

油圧配管・艤装，油圧補機類の重量削減のため，従来の冗長の油圧系で作動するHydraulic Servo Actuator（HSA）は，油圧系を内蔵電動ポンプで冗長構成するElectro- Backup Hydrostatic Actuator（EBHA）を経て，電動のみで作動するElectro Hydrostatic Actuator（EHA）となった。EHAへの置き換えで１台あたり5kgの重量削減が見込めるとのレポート[7]もあり，HSA/EHA/EBHAの比率が，A350ではエルロンで6/2/0，エレベータで2/2/0，ラダーで2/1/0，スポイラーで8/0/4となり，信頼性の実証を経て飛行制御の電動化（Power-By-Wire）は進んでいる。アクチュエータ系の電動化は，ロケットの推力方向制御[8]などで先行したシンプルなElectro Mechanical Actuator（EMA）への方向性が期待されている。スラットやフラップからA380のスラストリバーサや，B787の水平安定板や主脚ブレーキへEMAは拡大したが，プライマリ・フライトコントロールへの適用はB787のスポイラーなど限定的である。しかし“roadmap”において，旅客機レベルで最もクリティカルな姿勢制御にかかわる通信にまで，ワイヤレスが議論されている。ワイヤレスはインテリジェント化が必須となった最新のシステムのデータ収集に伴う，通信用ワイヤハーネス質量増加の対策であるが，艤装・配管・配線の重量軽減の視点から，動力分配系統の重量低減も課題となる。レギュレーション上の動力系統の多重故障を許容するための従来の油圧３重系（3H）は，Airbus社はA380，A350で艤装の自由度向上と重量軽減のため，電気２重油圧２重系（2H2E）に移った。配電線は油圧配管よりも本質的に艤装の自由度が高く，安全性を高められるため[9]，将来的には電気４重系（4E）や電力インフラと同様な電力グリッド化が重要となる。

電力グリッドでは，分散電源の議論も重要である。現在の分散電源である補助動力装置（APU：Auxiliary Power Unit）は，ブリードダクトや燃料系統など，構造も含めた重量はA320における推算[10]で630kgになっている。APUは，エンジン始動，駐機中の電源・空調，非常時の二次動力として重要な役割を担いつつ，フライト大半においてデッドウエイトとなっている。しかし，Extended-range Twin-engine Operational Performance Standars（ETOPS）要件としてAPUの運転が必要となることからなくすことはできない。代替APUおよび有効活用が必要で，フランスのSafran社が燃料電池型のAPU開発を行っている[2]。燃料電池APUはAirbus社が2010年以前よりDeutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt（DLR）と議論しているラムエア・タービン（RAT：Ram Air Turbine）をなくすコンセプト[11]にも連携する。RATは，主エンジンおよびAPUの両方が機能喪失した時の操縦用の二次動力を供給する風力装置だが，サポート構造を含むと200kgの重量を要し，APU同様必須ではあるが通常はデッドウエイトである。IHIは国際会議の議論を通じて[12]，フライトコントロールを含む全電動化が前提となれば，エンジンのファンシャフトに直結した発電機によるウィンドミル発電と燃料電池APUの組み合わせで，RATレスの可能性を得ている。エンジン発電機と固体高分子形燃料電池（PEFC）は効率の比較でイーブンであって，高効率な固体酸化物形（SOFC）が期待されるが，CO_2フリーへの早期転換の流れにある今，自動車で先行するPEFCから波及したAPUは航空機二次動力の全水素燃料化のステップとなる。

今後は「空飛ぶクルマ」など，電動推進が姿勢制御と一体となったモビリティにおける安全性議論も含めて，全電動化機体の電力グリッドや，そのトポロジー研究の重要度が増す。研究拠点の１つとして，旧秋田市立種平小学校（廃校）に日本初の航空機実寸大グリッドが整備される計画があり，その活用と成果が期待される。

3.4　電力需要への対応

電力需要の拡大においては，発電効率の向上が課題となる。解決策として注目される技術がジェットエンジンの低圧軸発電である。低圧軸発電は先に述べたファンドライブシャフト直結によるウィンドミル発電にも利用される。ジェットエンジンは一般的に，高圧タービン・コンプレッサが回転する高圧軸と低圧タービン・コンプレッサ・ファンが回転する低圧軸で構成されている。基本的に電力としてのパワーが同じであれば，高圧軸から抽出力しても，低圧軸から抽出力しても同じである。しかし，駐機やタキシング中，あるいは降下時など推力を必要としない場合，本来エンジンは内燃機関の回転を維

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

持するためのアイドル状態であればよい。この状況で高圧軸から電力を抽出力した場合には，アイドルに必要な燃料に加えて，抽出力のパワー分の燃料を燃焼させないとアイドル状態を維持できない。一方で，低圧軸から抽出力した場合には，アイドル維持のために生じたガスのパワーを電力に変換しつつ，不足する分だけの燃料を燃やせばよいため，高圧軸からの抽出力に比べて効率が良い。この点に着目したのが低圧軸発電である。海外ではギヤボックスを低圧軸に接続して抽出力する方法で実証されているが，IHIはより高効率化および軽量化を図るため，

1）エンジンシャフト・ダイレクトドライブ
2）メンテナンス性に優れたテールコーン搭載
3）パワーエレクトロニクスによる電圧制御

の３つをコンセプトに開発をすすめた。

この形態の最大の課題は耐熱性にある。テールコーン近傍はタービン後方で高温であり，低温の流体を循環させることは非効率である。さらに小型軽量化した高出力密度の電動機・発電機は，発熱密度が高く排熱も容易ではない。それらを解決するため高耐熱絶縁被膜で絶縁したセグメントコイルを開発し，高占積率による高出力密度とコイル作動時温度の高温化，およびステータ・ロータ内部を循環するオイルシステムを統合し，250kW級エンジン内蔵型電動機・発電機の適合性を実証した。(Fig. 6)

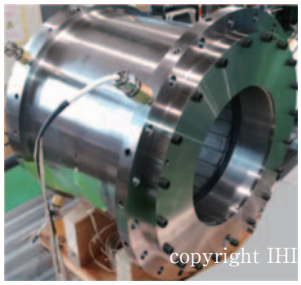


Fig. 6　250kW class engine embedded electric machine

4．Revolutionary technologiesにおける電動化の課題

4.1　電動推進の方向性

低炭素排出１次エネルギー利用が発電を起点とする未来は，電気で移動するか，電気で作られた水素で移動するか，あるいはCO_2から合成した炭化水素燃料を利用することを想定した技術シナリオが必要となる。

ジェットエンジンの高バイパス化は，機体構造の脚長とエンジンファン径の関係で限界が近く，近年は燃費改善の方策としてTurbo Electricなどの等価高バイパス化を得る電動分散ファンが研究されてきた。しかし，将来の電動機や発電機およびパワエレの飛躍的な高出力密度化が進むまでは，その効果は極めて限定的であることが明らかになってきた[13]。技術のハードルとして，旅客機は高度35 000ft（約11 000m）を航行するため，従来機と同じ規模とすれば最大40MWクラスの出力（狭胴機の場合）が必要であり，且つ出力密度は電気自動車の10倍が求められる。飛行中の安全を実現するシステムも必要であり，ブレイクスルーが期待されることから，Revolutionary technologiesと位置付けられる。

大型の蓄電池を搭載した，Airbus社のE-FanXは計画が中止され，Raytheon社（旧UTC）のProject804もスローダウンとなった[14]。一方，2020年７月のEU Commissionの再生可能水素ロードマップに呼応したHydrogen-powered aviationの発表[15]は，Airbus社，Boeing社の両社を巻き込み，実用化の議論へと踏み込んだ。80席，1000km以下のクラスは10～15年で燃料電池を使った実用化，165席，2000kmクラスは15年後にハイブリッド，その先は水素ガスタービンを指向している。蓄電池から水素への流れは，IHIがBoeing社のecoDemonstratorにて水素燃料搭載および燃料電池システムの飛行実証[16]行った実績などが貢献していると考える。

米国でも電動推進の計画に2035年の就航を目標としているNASAのSTARC-ABLがある。このシステムは狭胴機を想定し，双発のターボファンエンジンに各々1.5MWの発電機を搭載し，発電した電力で胴体尾部に搭載した電動ファンを駆動するコンセプトを特徴とする。胴体尾部の電動ファンが，機体の空気抵抗の原因である胴体表面近傍の境界層を吸い込むことで，胴体部の空気抵抗の低減をしつつ推力を得て燃費を改善する。この構成の重要技術はターボファンエンジンへのメガワット（MW）クラス発電機の搭載にあり，GE Global Researchらは[17],[18]，F110-GE-129エンジンからの高圧軸250kW＋低圧軸750kWの電力の抽出や，1MWの電動推進機のデモンストレーションを行った。

電動推進は水素を起点としたエネルギーハイブリッドと，機体空気抵抗低減に向けたMWクラスの発電機および電動ファンの開発が重要な課題となる。

4.2　エンジン電動アシストから電動タキシング

IHIは電動推進に向けたMWクラスの実用化に向け，技術リスクマネジメントとして，旅客機の飛行環境適合性の面で，従来の電力レベルから次第に技術成熟度を上げるシナリオを重視している。数百kW級の装備品システム電動化で得た発電機や電動機技術から，小規模ながらジェットエンジンをアシストするレベルを経て，電動とガスタービンのハイブリッドを目指すシナリオとなる。電気と燃料のエネルギーミックス，推進力は電動ファンとターボファンの最適運転が重要と考えている。

電動機がガスタービンをアシストすることによる性能向上の例として，高圧軸に電動のアシストを加えることにより，離陸・上昇時の燃料抑制とタービン温度の低減および部品負荷低減を図ることが期待される。また，低圧軸で発電した電力を高圧軸へ供給するパワートランスファーは，低圧軸のコンプレッサで圧縮された空気が，円滑に後段の高圧軸のコンプレッサで吸い込めるよう，動作点を制御するなど運転の安定性向上が期待される。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ファンを電動機で駆動する応用技術で，空港での脱炭素化に向けた運用方法も議論される。現行のEngine-off taxiing（EOT：主エンジンを１基のみで地上移動）の活用により，出発：Taxi Out が17分，到着：Taxi in が３分と仮定した燃料消費の概算は，狭胴機で約540［lbs/flight］に抑制されるが，ランディングギアに内蔵した電動機で，APUを電源として自立走行できれば約230［lbs/flight］へさらに低減できる[19]。さらに燃料電池のAPUになればCO_2-free-taxiingが実現する。ただSafran社／Honeywell社も採用するこの方式は，内蔵した電動機などがデッドウエイトになることをIHIも指摘された。電動ファンによる地上移動は，デッドウエイト解消の解決策となる。

4.3　大出力化のための高高度高電圧（kV）技術

狭胴機の全電動推進は東海道新幹線１編成16両の消費電量を超える電力となるが，東海道新幹線は交流25kVで供給し，在来線であっても直流1.5kVであるのに対して，現状の旅客機の最高電圧は直流±270Vである。旅客機が高出力化するためには，減圧下での高電圧化の実現と，軽量化を目的とした大電流密度化が課題となる。前者が高耐電圧絶縁材料技術であり，後者では超電導技術が注目される。超電導電動機は全電動システムに必要な重量出力密度の目標[13]を達成する重要な手段と考えられ，設計解析的にその可能性が明らかになった[20]。今後，材料構造レベルからの部品開発や，クライオスタットなどの実用化を経て，旅客機としてのシステム設計が必要となる。一方で，常電導による高電圧化の競争領域が取り扱う現象は，部分放電に類する現象でコロナ放電として扱われる。これは気中放電現象であるが火花放電あるいはアーク放電のように，高電界による絶縁破壊や光電子放出・熱電子放出などの二次電子放出による荷電粒子の気中移動にともなう電路形成ではない。表面を絶縁体で覆われた電極から生ずる電界によって気中の荷電粒子が加速される現象で，気体分子との衝突によるコロナ光を発光しつつ（Fig. 7），その荷電粒子が絶縁体表面に衝突することで絶縁体に損傷を与え，損耗が進むと電極間の絶縁破壊が生ずる現象である。この現象は減圧され気体分子密度が低いほど，荷電粒子の衝突確率が下がり，自由移動距離が長くなり，電界による電子の加速距離が延び，運動エネルギーが増す。すなわち高高度など減圧下ほど，コロナ放電は発生しやすくなり，旅客機の環境は厳しい状況といえる。耐コロナおよび高電圧化は，高耐電圧だけではなく耐エロージョン性のように耐性の高い材料の開発，およびその材料評価手法の国際的な標準化が重要となる。

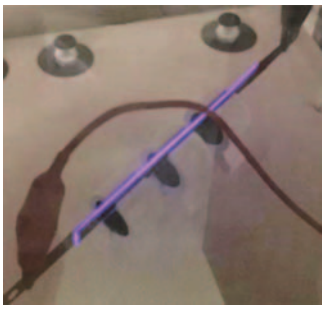


Photo courtesy of Akita university

Fig. 7 Corona discharge on coil insulator（violet luminescence）

4.4　電動機・発電機の軽量化技術

IHIは，狭胴機のハイブリッド化を想定したジェットエンジンに搭載可能な最大級のエンジン内蔵型発電機の開発に着手した。当社が選定した耐コロナ厚膜電着絶縁システムを前提に，1kV級まで高電圧化するとともに，高速回転化に伴う磁束の時間変化率対策と空間的な磁束の歪や漏洩の原因となる空間高調波を抑制する構造の研究を行っている。スロット数，ギャップ長などに熱・電磁解析を連成した最適化設計手法を適用するとともに，固定子側のコイルおよび回転子側の磁石や強度部材内での渦電流を抑制する新構造様式を採用する。これらの新設計に既開発品の排熱構造，および高耐熱被膜技術を組み合わせて，2MW発電機をエンジンテールコーンに搭載できる概念設計結果を得ている。

また，電動ファンも翼吊架あるいは機体尾部搭載では，冷却ループを艤装して水冷熱交換を行うことは現実的に困難であり，統合的な排熱システムの研究が必要である。空冷電動機と高高度環境に適合した強制送風デバイス，およびジェットエンジン等の高い排熱密度を得る熱交換技術のブレイクスルーによって，高出力密度の空冷電動ファンの開発が期待される。

5．PTLを含むSAFの拡大と電動化システム

EU commission の再生可能水素ロードマップに連動して，先般Airbus社からZEROeコンセプトが公開された[21]。　ZEROeには液体水素タンクや水素ガスタービンが掲げられているが，ガスタービンにおいては水素特有の燃焼特性に適合する燃焼技術が必要であり，水素の安定燃焼と低NOx 化を実現する燃焼器の開発など，航空機適用のため多くの研究開発要素に取り組む必要がある。

液体水素のほかに“roadmap”が示すのが，SAFのバイオ燃料，PTL（あるいはe-fuel）等の選択肢である。ドロップイン型のバイオ燃料は特に問題ないと考えられているが，注視するべきはPTLである。非ドロップイン型も想定しつつ，既に自動車業界では欧州，日本のメーカがPTLの適用研究を加速している。バイオ燃料でも従来のジェット燃料と比較して，潤滑性に劣る（金属，硫黄成分が無い）ことや，燃料配管（Oリング等）のシール性の課題（芳香族成分が無い，膨潤性が低い）などが知られている。100％バイオ燃料での運用から，さらにPTLまで適用されると，補機類への影響の視点でより厳しい条件を想定しなくてはならない。自動車業界では自動車部品サプライヤが，DMC（ジメチルカーボネート：ガソリン代替）などの部品適合性の調査を始めた

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

り[22]，OME（オキシメチレンエーテル：ディーゼル代替）等を想定した燃料組成検知技術開発を進めている[23]。航空装備品システムも同様に注視しなくてはならないと考える。

例えば対策として，前述のRHEAシステムで述べた航空機用エンジンの燃料システムに着目する。エンジン燃料システムは主たる構成品は燃料ポンプとFMUである。FMU は複雑なバルブ，配管，シールの組み合わせで構成されており，高品質・高精度加工で製造されている。可変速型電動燃料ポンプを特徴とする電動燃料システムでは，燃料流量の計量を電動燃料ポンプ回転数で直接制御するためFMUが不要となる。電動化によって，バルブおよびシール部品の点数を抑制することによる，SAF適用拡大時の信頼性向上が期待される。

6．結言

脱炭素化をゴールに見据えた，航空機・エンジン電動化システムの実用化研究について，国際的な脱炭素航空機の動向と共に，IHIの技術開発について解説した。技術の進化の視点での超高速電動機技術と高耐熱電動機技術，技術革新的な耐放電対策や高出力密度化の取り組み，化学合成燃料など新たな燃料技術との連携の重要性を述べた。持続可能な社会への要請には，弛まぬ技術開発と創造的な発想に皆で取り組むオープンイノベーションが必要となる。これらの技術は研究にとどまることなく，空のモビリティが，将来にも提供し続けられるよう取り組まねばならない。IHIは再生可能エネルギーと革新的航空機システム技術で，脱炭素モビリティに貢献していく。

謝辞

この成果の一部は，国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（ NEDO ）の委託業務の結果得られたものです。

参考文献

(1) JAXA，航空機電動化（ECLAIR）コンソーシアム航空機電動化将来ビジョンver.1，(2018).
(2) IATA, Aircraft Technology Roadmap to 2050，(2019).
(3) 石田洋治，層流制御技術について，日本航空宇宙学会誌，Vol. 31，No. 356（1983），pp. 475-485.
(4) 柴田一騎，李家賢一，層流制御システムをとりいれた航空機の概念設計手法に基づく性能検討，航空宇宙技術，Vol. 17（2018），pp. 19-28.
(5) Go with the flow: Clean Sky's Hybrid Laminar Flow Control Demo，<https://www.cleansky.eu/go-with-the-flow-clean-skys-hybrid-laminar-flow-control-demo>（ 参照日2020年10月22日）.
(6) ㈱IHI，持続可能なモビリティ社会の実現に挑戦する，IHI 技報，Vol. 59，No. 2（2019），pp. 18-21.
(7) How is electro-hydrostatic actuation technology improving the global aviation industry? <https://www.mobilehydraulictips.com/electrohydraulic-actuation-technology-improving-global-aviation-industry/>（参照日2020年10月22日）.
(8) Oyori, H., Hasegawa, K., Suzuki, Y., Fujii, K., Mouri, K. and Minami, M., H-IIA Solid Rocket Booster Thrust Vector Control System, ISTS 2002-d-29 (2002).
(9) サイエンスZERO「空の安全は守れるのか？ボーイング787徹底解剖」，鈴木真二，日本放送協会（2013）.
(10) An optional APU for passenger aircraft，Dieter Scholz，5th CEAS Air & space conference (2015).
(11) Fuel cell could replace ram air turbine on next Airbus narrow body，<https://www.flightglobal.com/fuel-cell- could-replace-ram-air-turbine-on-next-Airbus-narrowbody/80741.article>（参照日 2020年10月22日）.
(12) Oyori, H., Morioka, N. and Fukuda，T., Conceptual Study of Low-Pressure Spool-Generating Architecture for More Electric Aircraft，SAE Technical Paper 2015-01-2408.
(13) 大島竜輝，姫野武洋，渡辺紀徳，伊藤優，サイクル解析と重量推算に基づく電動化航空推進システムの性能評価，第48 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集（2020）.
(14) Raytheon slows hybrid-electric airliner project, citing pandemic，<https://www.flightglobal.com/systems-and- interiors/raytheon-slows-hybrid-electric-airliner-project-citing-pandemic/139971.article>（参照日2020年10月22日）.
(15) Hydrogen-powered aviation，<https://www.fch.europa. eu/sites/default/files/FCH%20Docs/20200720_Hydrogen%20Powered%20Aviation%20report_FINAL%20web.pdf>（参照日2020年10月22日）.
(16) 森岡典子，竹内道也，大依仁，航空機・エンジン電動化システムの現状と動向，IHI 技報，Vol.53，No.4（2013），pp.38-44.
(17) Electric Motors for Hybrid/Electric Aviation -Technology Developments & Challenges，<https://arpa-e.energy.gov/sites/default/files/6_GE_ARPA-e%20Electric%20Motors%20Presentation%208-8_rev8.pdf>（参照日2020年10月22日）.
(18) GE reveals major achievements in hybrid electric propulsion，<https://www.flightglobal.com/systems-and-interiors/ge-reveals-major-achievements-in-hybrid-electric-propulsion/125203.article>（参照日2020年10月22日）.
(19) Oyori, H. and Morioka, N., Power Management System for the Electric Taxiing System Incorporating the More Electric Architecture，SAE Technical Paper 2013-01-2106.
(20) Terao, Y., Kong, W., Ohsaki, H., Oyori, H. and Morioka, N., Electromagnetic Design of Superconducting Synchronous Motors for Electric Aircraft Propulsion, IEEE Transaction on Applied Superconductivity, Vol. 28, Issue: 4 (2018), pp. 1-5.
(21) ZEROe，<https://www.Airbus.com/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe.html>(参照日2020年10月22日).
(22) MAHLE，<http://www.jp.mahle.com/global/media/global_news/2019/09-e-fuel-ready/pm_e-fuel_ready_en.pdf>（参照日2020年10月22日）.
(23) Continental, <https://www.continental.com/ja-jp/press/press-release/2018-04-25-emissions-robustness-130286>（参照日2020年10月22日）.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

推進電動化による技術革新旅客機の構想検討におけるサイジング

Sizing in Conceptional Study on Technical Innovative Airliner with Electrified Propulsion

山北 晃久[*1]　YAMAKITA Teruhisa
戸井 康弘[*2]　TOI Yasuhiro
石川 忠[*2]　ISHIKAWA Tadashi

キーワード：推進電動化，旅客機，安全性，CO_2排出量，BLI，STARC-ABL
Key Words：Electrified Propulsion, Airliner, Safety, CO_2 Emission, BLI, STARC-ABL

1．緒言

航空機は様々なシステムから成り，また，安全性の要求が厳しく規定されている。従って，推進電動化という革新技術を航空機に適用するに当たっては，従来のシステム及びその安全性と整合を取る必要があり，推進電動化を組み込んだ新しいシステムの安全性を十分に確保する必要がある。そのために，宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空機電動化コンソーシアム[(1)]の技術開発グループにおける旅客機Technical Reference Aircraft（TRA）検討の一環として，上記の十分な安全性確保という課題も考慮しつつ，日本航空機開発協会（JADC）の航空機開発Next Stage勉強会において構想検討を実施した。その概要を参考文献(2)に紹介しており，重複する部分もあるが，本稿ではサイジングについて詳しく紹介する。さらに，関連する技術動向も紹介する。

2．推進電動化によるCO_2排出量削減目標

国際民間航空機関（ICAO）及び国際航空運送協会（IATA）は航空機におけるCO_2排出量削減目標を設定しており，最終的に2050年に2005年に比べて50%のCO_2排出量削減を目標としている[(3)]。その達成は，航空需要は20年で約２倍となる傾向があることから，容易ではない。よって，従来技術の向上（エンジンや装置等の新技術導入及び性能向上と機体の軽量化技術）に加えて，バイオ燃料及び革新技術の適用により達成する必要がある。ここで革新技術のうち有望なのが推進電動化であり，JADC航空機開発Next Stage勉強会では，2030年代に150席級旅客機の推進電動化により５%，2040年代に300席級旅客機の推進電動化により30～70%のCO_2排出量削減目標を設定している（Fig. 1）。

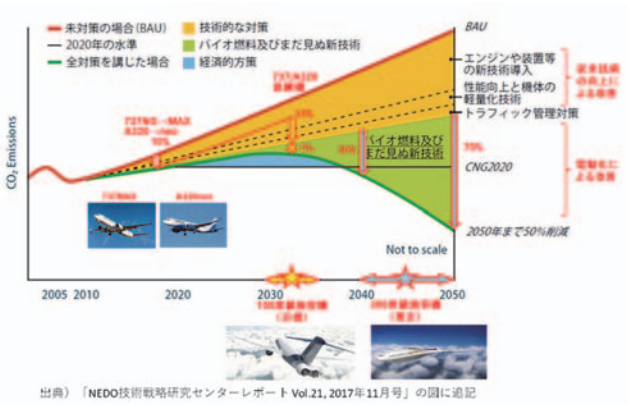


Fig. 1　CO_2 Emission Reduction Goal [(2)]

3．旅客機TRA検討

JAXA航空機電動化コンソーシアムにおける旅客機TRA検討として，150席級旅客機（Boeing社の737及びAirbus社のA320）の推進電動化の構想検討を行った[(2)]。推進電動化の構想は，エンジン２発に発電機を搭載して発電した電力により尾部に配置した電動ファン（モーター及びファン）を駆動し，エンジン２発をアシストするハイブリッド推進電動旅客機である。そのコンセプト図をFig. 2に，システム図をFig. 3に示す。Fig. 3において，現段階はバッテリーを適用していないため，バッテリー及びコンバータ（DC-DC）を破線で示している。

一方，従来技術の向上として，機体（主翼・胴体）の抵抗軽減及び構造複合材化による軽量化を図り，エンジンの高バイパス化及び高燃焼温度化による低燃費化を図っている。

また，推進電動化として，尾部に配置した電動ファンによりさらにバイパス比を増加して推進効率の向上を図っている。その際に電動ファンはBoundary Layer Ingestion（BLI）効果の活用（必要パワーの低減）に

原稿受付　2020年11月５日
＊１　日本航空機開発協会（現　川崎重工業）
〒100-0011　千代田区内幸町２－２－１
＊２　日本航空機開発協会・連絡先は同上

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

よりさらに推進効率を向上するのでBLIファンと呼ぶ。BLIは，機体表面における境界層の速度が遅い部位から空気を吸入して，後流の速度が遅い部位へ空気を噴出するため，必要パワーが少なくて済む（推進効率が良くなる）効果がある。BLIの適用例として，旅客機TRA検討において参考としたNASA STARC-ABL[(4)~(6)]に加えて，Boeing SUGAR Freeze[(7)]，Aurora D8[(8)]及びNASA N3-X[(7)]をFig. 4に示す。

Fig. 2　150 seat-class Electric Propulsion Airplane Concept [(2)]

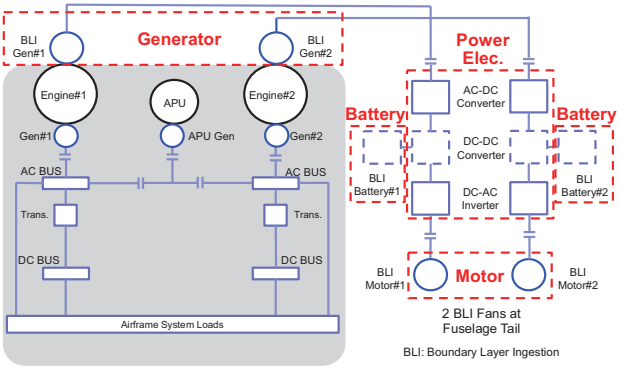
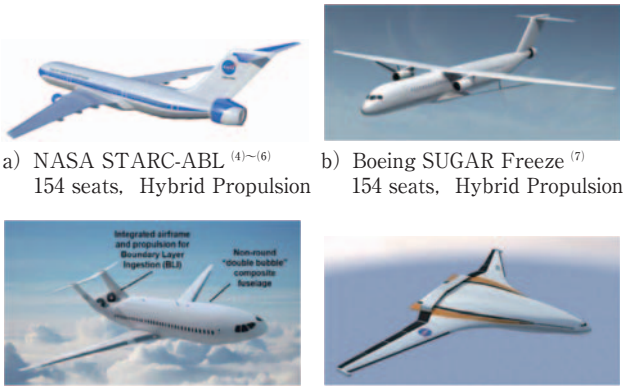


Fig. 3　150 seat-class Electric Propulsion Airplane System



a）NASA STARC-ABL [(4)~(6)]
154 seats，Hybrid Propulsion

b）Boeing SUGAR Freeze [(7)]
154 seats，Hybrid Propulsion

c）Aurora D8 [(8)]
180 seats，Jet Propulsion

d）NASA N3-X [(7)]
300 seats，Hybrid Propulsion

Fig. 4　Future Airliners applying BLI

4．ベース機，2030年代後継機

旅客機TRA検討のために，ベース機を737-800及び737MAX8とし[(8)~(12)]，従来技術の向上のみを適用した2030年代後継機を設定した（参考文献(4)～(6)と同様）ので，それらの諸元（一部推定を含む）をTable 1に示す。2030年代後継機は737MAX8よりCO_2排出量を削減し，他の性能（座席数，航続距離，推力重量比，離着陸距離）は同等とした。旅客機TRA検討は，この2030年代後継機に推進電動化を適用してCO_2排出量削減目標を5％とする。

Table 1　Base Airplane, 2030s Airplane

		737-800	737MAX8	2030s
Seats	–	162	162-178	162-178
Span	m	35.8	35.9	36.0
Length	m	39.5	39.5	*42.1*
Wing Area S	m^2	125	127	109
Max Takeoff Weight	ton	79.0	82.2	*68.4*
Max Landing Weight	ton	66.4	69.3	*57.5*
Payload	ton	21.3	21.3	21.3
Range R	km	5676	6575	6482
(Seats)	seat	(162)	(162)	(162)
(Takeoff Weight Wi)	ton	*(77.7)*	*(80.8)*	*(67.0)*
Fuel Burn Weight Wbf	ton	17.1	*17.6*	*12.1*
Specific CO2 Emission	kg/km/seat	*0.0586*	*0.0519*	*0.0363*
		12.9%	basis	*-30.1%*
Altitude	m	10668	10668	*11095*
Mach Number	–	0.78	0.78	0.785
Velocity V	km/h	833	833	833
Lift Drag Ratio L/D	–	*17.7*	*18.1*	*20.2*
Specific Fuel Consumption C	ton/h/tonf	*0.61*	*0.53*	*0.48*
Max Takeoff Thrust T	tonf	23.9	25.4	*20.5*
Wing Loading W/S	kg/m^2	634	646	*626*
Thrust Weight Ratio T/W	tonf/ton	0.30	0.31	0.30
Takeoff Distance	m	2316	*2302*	*2301*
Landing Distance	m	1600	*1624*	*1585*

5．CO_2排出量の評価

本稿の電動航空機はハイブリッド機であり，航空機燃料により航空機エンジンを駆動して推力を得るとともに，エンジン回転軸の回転力の一部を発電機により電力に変換し，パワーエレクトロニクス（パワエレ）を介してモーターによりBLIファンを駆動して推力を得る。よって，CO_2排出量は消費燃料重量に単位重量当たりのCO_2排出量を乗じることで求まる。また，消費燃料重量はブレゲーの式[(13)]（式(1)）より求まる。ブレゲーの式の変数は，航続距離R（km），速度V（km/h），揚抗比L/D（無次元），燃料消費率C（ton/h/tonf），離陸重量W_i（ton）及び着陸重量W_f（ton）であり，離陸重量W_iと着陸重量W_fの差分は消費燃料重量W_{bf}（ton）となる。本稿では，消費燃料重量W_{bf}を簡易的な式(2)，搭載燃料重量W_{tf}（ton）は代替空港飛行及び余裕等を考慮して式(3)[(8)]，CO_2排出量W_{CO2}（ton）は式(4)により求める。

$$R = \frac{V}{C}\frac{L}{D}\ ln(\frac{W_i}{W_f}) \tag{1}$$

ここに，$W_i - W_f = W_{bf}$

$$W_{bf} = W_i\ \{1-0.986\ exp[-R \cdot C/(V \cdot L/D)]\} \tag{2}$$

$$W_{tf} = 1.2\ W_{bf} \tag{3}$$

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

$$W_{CO2} = 3.15\ W_{bf} \tag{4}$$

なお，Table 1の単位CO_2排出量は上記のW_{CO2}を航続距離及び座席数で除した値であり，消費燃料重量W_{bf}とともに値は上記の式を満足している。

6．推進電動化システムのサイジング，安全性確保

6.1　推進電動化システムのサイジング

推進電動化のための推進電動化システムは，発電機，パワエレ，モーター，配線，遮断器，熱管理システムより成る。本稿では，推進電動化システムのパワー密度及び変換効率等についてSTARC-ABLの値[(4)~(5)]を踏襲したので，その値をTable 2に示す。推進電動化システム全体のパワー密度は1.9kW/kg，効率は88%（最新の推進電動化システム[(6)]を適用すると全体のパワー密度は2.7kW/kg，効率は88%）である。また，本稿では，CO_2排出量を削減する最適パワーを設定するためにパワーをTBDとしている。なお，旅客機TRA検討は，バッテリーを適用せず，バッテリー適用について12.で別途検討する。

Table 2　Electric Propulsion System Performance [(2)]

	Performance	Efficiency
Electrical System	TBD MW, 1000 V	–
Mortor	13.2 kW/kg	96.0%
Power Electronics	19.0 kW/kg	98.0%
Generator	13.2 kW/kg	96.0%
Battery	TBD Wh/kg, TBD W/kg	–
Cable	3.9 kg/m/2.61MW	99.6%
Circuit Protector	0.5 (ratio to Cable)	–
Thermal Management System	0.68 kW/kg	–

TBD：To Be Determined

Note 1)　Power Electronics：19.0 kW/kg for Convertor and Invertor, respectively
Note 2)　STARC-ABL applies Power, Cable Length：2.61MW, 53m
Note 3)　STARC-ABL latest electrified propulsion system (ref. (6)) applies Circuit Protector：0.27（ratio to Cable）and Thermal Management System：6.2 kW/kg

6.2　推進電動化システムの安全性確保

推進電動化システム（Fig. 3の破線の部分）は安全性を確保するため，以下を考慮している。

まず，推進電動化システムは機体システム（Fig. 3の左側の灰色の部分）と独立させて，その故障が航空機の基本機能を担う機体システムに影響を及ばさない様にしている。さらに，エンジン及び推進電動化システムは２系統独立として，エンジン1発停止に関する規定（Fig. 5）を満足している。一方で，航空機の認証に向けた安全性・信頼性の検討を進める必要がある[(2),(14),(15)]。

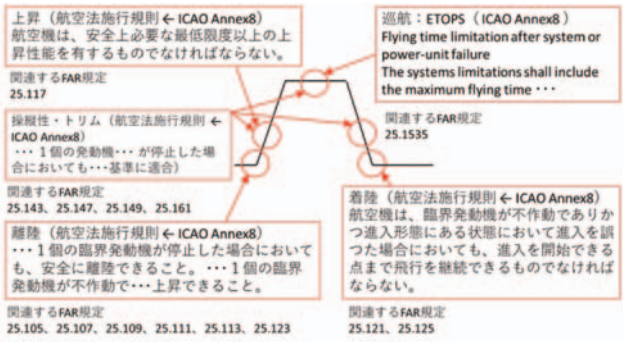


Fig. 5　Regulation for One-Engine-Out [(2)]

7．エンジンのサイジング

推進電動化システムは巡航時の燃料消費率Cの改善によりCO_2排出量を削減する一方，離陸時も推力を発生するので，その分，エンジンの最大離陸推力を低減することができるため，エンジンをダウンサイジングする。その際に2030年代エンジンとしてSTARC-ABLが適用した第２世代ギアードターボファン（Fig. 6，参考文献⑯）を適用し，必要推力に合わせてサイクル相似によりサイジングした。ここで，巡航開始時の必要推力を最大離陸重量／揚抗比／0.9として上昇性能を確保する。また，全機の推力重量比T/W（tonf/ton）はベース機の値を確保する。エンジンのサイジング結果から2030年代後継機からのエンジン重量（Fig. 7による），巡航時のエンジン抵抗及び燃料消費率Cの変化を求めた。

Mechanical design parameter	Value
Total engine pod weight (lbm)	9350
Fan diameter (in.)	100
Nacelle maximum diameter (in.)	121
Engine length, fan face to nozzle (in.)	135
Fan/LPC/HPC/HPT/LPT stages	1-3-8-2-3
LP RPM, gear ratio	6800, 3.1
HP RPM	21000
Fan Pressure Ratio (FRP)	1.3
Overall Pressure Ratio (ORP)	55
Bypass Pressure Ratio (BPR)	24
T4max, Rankin	3400
RTO net thrust, lbf	22800

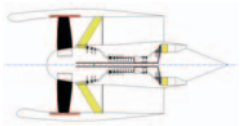


Fig. 6　2nd Generation Geared Turbofan [(16)]

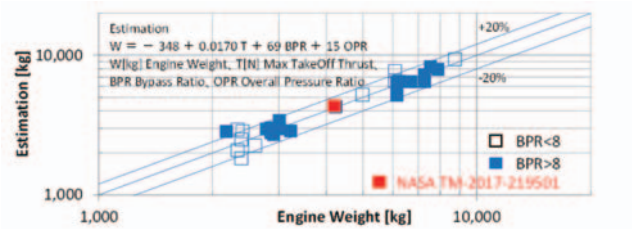


Fig. 7　Engine Weight Estimation

8．BLI効果の設定，BLIファンのサイジング

8.1　BLI効果の設定

胴体尾部にBLIファンを設置した場合のBLI効果を参考文献⑰に基づく式(5)～⑩により評価する。その際に参考文献(4)の境界層（厚さ：150cm，速度分布：1/7乗）を適用し，BLIファンに流入する（BLIファン入口）速度はファン径内側の境界層速度分布の平均値とすると，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ファン径，推力及びパワーの関係が定まる。また，参考文献(4)のBLI効果と整合する胴体圧力分布を設定する。

$$T_{t1} = T_1 + \frac{1}{2}\frac{V_1^2}{c_p} = T_1(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2) \quad (5)$$

$$\frac{p_{t1}}{\rho} = \frac{p_1}{\rho} + \frac{V_1^2}{2} \quad (6)$$

$$T_{t2} = T_{t1}(1 + \frac{\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_f}) \quad (7)$$

$$V_j = \sqrt{2c_p(T_{t2} - T_j)} = \sqrt{2c_p T_{t2}\eta_n(1 - (\frac{p_0}{p_{t2}})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}})} \quad (8)$$

$$F = m_a(V_j - V_1) \quad (9)$$

$$w_c = c_p(T_{t2} - T_{t1}) \quad (10)$$

ここに，

T_{t1}, p_{t1}, T_1, p_1, V_1, M_1：
BLIファン入口の全温, 全圧, 温度, 圧力, 速度, マッハ数

T_{t2}, p_{t2}, V_j：
BLIファン出口の全温, 全圧, 速度

$\pi_f = p_{t2}/p_{t1}$：BLIファン圧力比

η_f, η_n：ファン断熱効率, ノズル断熱効率

ρ, c_p, γ, p_0：密度, 定圧比熱, 比熱比, 大気圧

m_a, F, w_c：空気流量, 推力, パワー（単位質量流量当たり）

注）STARC-ABL再現のため π_f =1.25, η_f =0.97, η_n =0.925を適用

8.2　BLIファンのサイジング

8.1で設定した胴体尾部の境界層及びBLI効果の評価式により，パワーより推力及びファン径を求め，それに伴うナセル形状を設定して，それらの重量及び抵抗を求めた。その際にベース機体の尻すり角を確保した。

9．重量計算

旅客機TRAの最大離陸重量を，5.～8.により求まる搭載燃料，推進電動化システム，機体構造，エンジン及びBLIファンの重量を反映して収束計算により求めた。

10．評価ツール，STARC-ABLの再現

10.1　評価ツール

上記の検討を可能とする評価ツール（EXCEL）を整備した。評価ツール概要をFig. 8に示す。今回はハッチング部を整備し，今後，残りを整備していく。

10.2　STARC-ABLの再現

評価ツールにより，STARC-ABL（座席数154席，ペイロード14.0ton）を再現し，パワー（1機当たりのモーターを駆動）の変化による影響を検討した結果をFig. 9に示す。BLIファンが1個の場合，STARC-ABLと同等のCO_2排出量削減を，STARC-ABLより低いパワーで達成する。BLIファンが2個の場合，STARC-ABLを上回るCO_2排出量削減を達成する。これは，BLIファンが2個の場合，ファン径が小さくなり境界層の遅い速度域を吸入するために推進効率が良くなるためである（図中の全体推力に対するBLI推力比も大きい）。

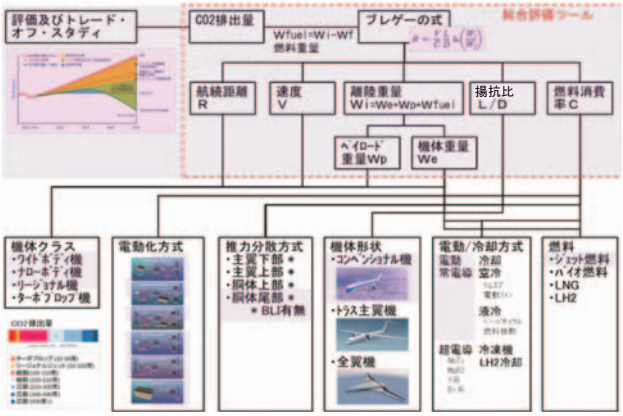


Fig. 8　Evaluation Tool [2]

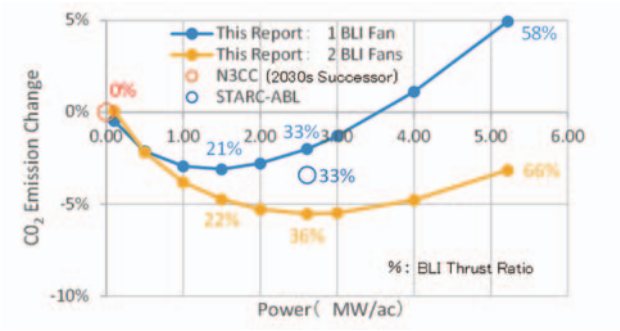


Fig. 9　STARC-ABL Reproduction

11．旅客機TRA検討結果

上記の検討により策定した旅客機TRA（座席数162-178席，ペイロード21.3ton）の検討結果をFig. 10, Fig. 11及びTable 3に示す。BLIファンが1個の場合，STARC-ABLを下回るCO_2排出量削減となる。これは旅客機TRAの座席数及びペイロードはベース機の値を確保したため，STARC-ABLより大きいためである。BLIファンが2個の場合，1個の場合より大きなCO_2排出量削減となる。さらに，最新の軽量な推進電動化システム[6]を適用すると5％に近いCO_2排出量削減を達成できる（Fig. 10中の□）。なお，Fig. 10に類似研究（座席数165席，ペイロード20.0ton，BLIファンは1個）の結果[18]

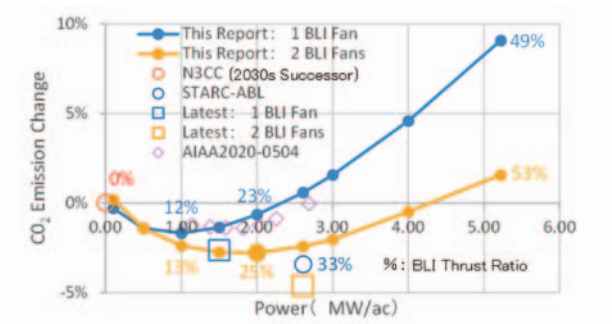


Fig. 10　Electric Propulsion TRA－CO_2 Emission

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

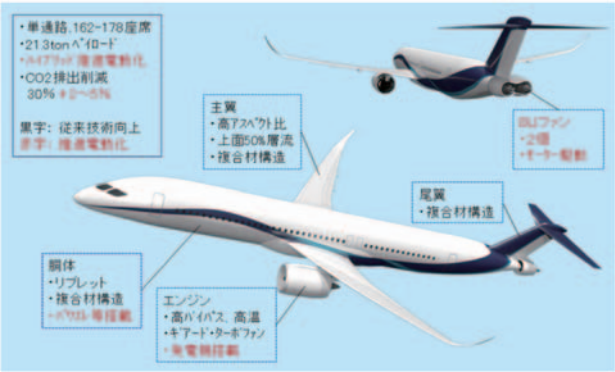


Fig. 11　Electric Propulsion TRA－Concept [2]

Table 3　Electric Propulsion TRA - Dimensions

		737MAX8	2030s	TRA
Seats	–	162–178	162–178	162–178
Span	m	35.9	36.0	36.0
Length	m	39.5	*42.1*	*42.1*
Wing Area S	m^2	127	*109*	*111*
Max Takeoff Weight	ton	82.2	*68.4*	*69.7*
Max Landing Weight	ton	69.3	*57.5*	*58.5*
Payload	ton	21.3	21.3	21.3
Range R	km	6575	6482	6482
(Seats)	seat	(162)	(162)	(162)
(Takeoff Weight Wi)	ton	*(80.8)*	*(67.0)*	*(68.3)*
Fuel Burn Weight Wbf	ton	*17.6*	*12.1*	*11.8*
Specific CO2 Emission	kg/km/seat	*0.0519*	*0.0363*	*0.0353*
		basis	*–30.1%*	*–32.1%*
		–	basis	*–2.8%*
Altitude	m	10668	*11095*	*11095*
Mach Number	–	0.78	0.785	0.785
Velocity V	km/h	833	833	833
Lift Drag Ratio L/D	–	*18.1*	*20.2*	*20.4*
Specific Fuel Consumption C	ton/h/ton	*0.53*	*0.48*	*0.46*
Max Takeoff Thrust T	tonf	25.4	*20.5*	*20.9*
Wing Loading W/S	kg/m^2	646	*626*	*626*
Thrust Weight Ratio T/W	tonf/ton	0.31	0.30	0.30
Takeoff Distance	m	*2302*	*2301*	*2301*
Landing Distance	m	*1624*	*1585*	*1585*
Power	MW/ac	–	–	*2.00*
Number of BLI Fan	–	–	–	*2*

（図中の◇）も示す。そのCO_2排出量削減は本稿のBLIファンが１個の場合と同等である。

12.　STARC-ABLへのバッテリー適用

参考文献⑲,⑳は，類似機体（座席数150席，ペイロード14.2ton）にバッテリーを適用した場合のCO_2排出量削減を検討している。ここでは，同様に，離陸時のエンジン軸エネルギーの10%をバッテリーにより供給した場合に，離陸時推力の10%低減に伴うエンジンのダウンサイジングにより巡航時の燃料消費が３%低減される効果，並びに，Fig. 7によるエンジン重量軽減を考慮した，CO_2排出量の変化をFig. 12に示す。なお，図中のバッテリーエネルギー密度はパックの値であり，バッテリーからエネルギーを供給するためのコンバータ（DC-DC）のパワー密度はTable 2の値を使用した。本検討結果は，エンジンにバッテリーとともにインバータ（DC-AC）及びモーターを組み合わせることによる，CO_2排出量削減の可能性を示唆する。

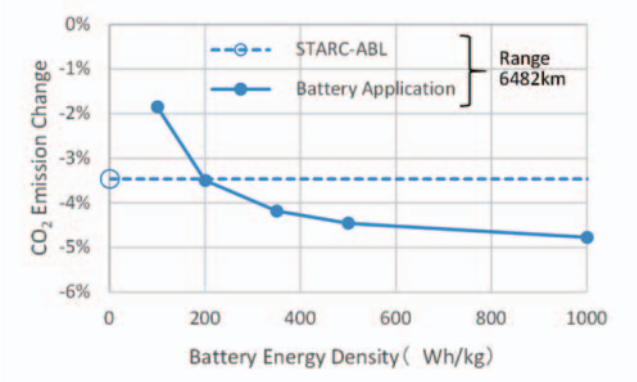


Fig. 12　Battery Application to STARC-ABL

13.　STARC-ABLに関する最近の文献

旅客機TRA検討において参考としたSTARC-ABLに関する最近の文献を紹介する。

まず，STARC-ABLに関して，異なる著者等が参考文献㉑,㉒において評価しており，どちらも「最適パワーは低い」,「消費燃料は増える」と結論している。本稿の結果も「最適パワーは低い」であるが,「消費燃料は減る」である（Fig. 13）。そこで，本稿のSTARC-ABL再現との相違を細部の要素毎に比較検討した結果，推進電動化システムは同等である一方，本稿より必要推力が高い，又は，2030年代エンジンが軽いことが判明した。ともにエンジンに関する前提条件の相違であり，設定に注意を要する。

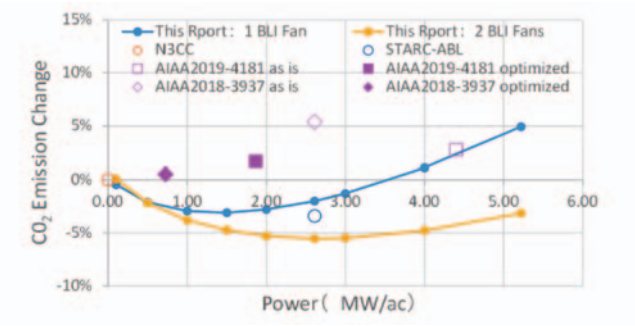


Fig. 13　STARC-ABL Evaluation

一方，STARC-ABLに関する検討は進捗しており，最終的な成果が期待される。参考文献㉓はエンジンから発電機によりパワーを取り出す際のエンジンへの影響を示す。参考文献㉔はモーターに関して，Table 2の性能を上回るパワー密度16kW/kg，効率98%の設計が可能なことを示す。参考文献㉕は熱管理システムに関して，最新の推進電動化システム[6]と比較して，直流配線を交流配線にすることにより，単純かつ軽量になることを示す。参考文献㉖は地上試験設備に関して，メガワット級システムの環境模擬試験が可能になったことを示す。

14.　まとめ

本稿では，旅客機の推進電動化について，構想検討に

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

おけるサイジング及び関連する技術動向を紹介した。

推進電動化は，航空機及びエンジン技術と電気技術のマッチングが鍵であり，従来の分野とともに異なる分野との協調連携が必要である。その達成は，段階的かつ体系的に進める必要があり，最終的に航空機及びエンジンの形態を変える可能性がある。それによって，世界的なニーズである大幅なCO_2削減が可能となるのであり，国内外の活発な協調連携及び研究開発が期待される。

JADC 航空機開発Next Stage勉強会

JADCは，国内航空産業界のコンソーシアムとして，民間航空機の市場調査，国際共同開発及びその関連技術開発をほぼ半世紀にわたって続けてきている。今後の基幹産業化に向けた航空ビジネス戦略に関する関係省庁会議による「航空産業ビジョン」の方針に沿い，航空機開発Next Stage勉強会を立ち上げて，協調連携での技術/事業の創発活動（Fig. 14）を企画しつつ民間航空機の将来のために活動している。

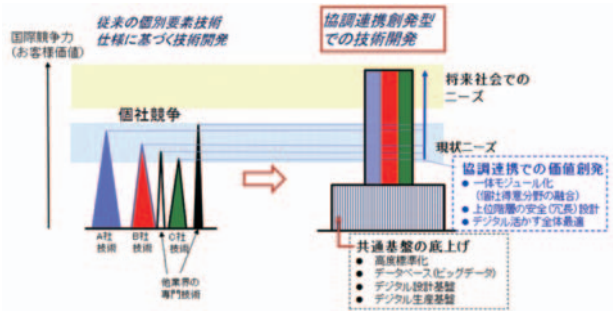


Fig. 14　Value Creation by Cooperative Collaboration [2]

参考文献

(1) JAXA 航空機電動化コンソーシアム 運営サイト ＜http://www.aero.jaxa.jp/about/hub/eclair/index.html＞（参照日 2020年11月5日）.

(2) 山北晃久, 戸井康弘, 推進電動化による技術革新旅客機の構想検討, 日本機械学会誌, 第 123 巻, 第 1224 号（2020年）, pp. 10-13.

(3) NEDO技術戦略研究センターレポート, Vol. 21（2017年）.

(4) Welstead, J. and Felder, J. L., Conceptual Design of a Single-Aisle Turboelectric Commercial Transport with Fuselage Boundary Layer Ingestion, AIAA, 2016-1027（2016）.

(5) Ralph H. J., Cheryl B., Amy J., Rodger D. and James F., Turbo- and Hybrid-Electrified Aircraft Propulsion Concepts for Commercial Transport, AIAA, 2018-4984（2018）.

(6) Jason W., Jim F., Mark G., Bill H., Mike T., Scott J., Irian O., Jesse Q. and Brian M., Overview of the NASA STARC-ABL（Rev. B）Advanced Concept, NASA, 20170005612（2017）.

(7) Ralph H. J., Cheryl B., Amy J., Rodger D. and James F., Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion Research for Large Subsonic Transports, NASA, 20170006235（2017）.

(8) Brian Y., Neil T., Christopher C., Michael L., Larry W., David H., John T. Jeffrey C., Thomas R. and Clint C., Design and Development of the D8 Commercial Transport Concept, Aurora Flight Sciences, Boeing, 31st Congress of ICAS, 2018（2018）.

(9) 737 Airplane Characteristics for Airport Planning Rev A, Boeing（2020）.

(10) 737MAX Airplane Characteristics for Airport Planning Rev E, Boeing（2019）.

(11) Boeing: Commercial Airplanes, ＜https://www.boeing.com/commercial/＞（accessed on 5 November, 2020）.

(12) BLENDED WINGLETS, Boeing. ＜http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglets.pdf＞(accessed on 5 November, 2020).

(13) Raymer D. P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, AIAA（2006）.

(14) 中村裕子, 鈴木真二, 航空機のイノベーションを支える標準化活動～SAE International Aerospace Japan Symposium を開催して, 日本航空宇宙学会誌, 第 67 巻, 第 10 号（2019年）, pp. 335-341.

(15) 日本航空機開発協会, 令和元年度省エネルギー等に関する国際標準の獲得・普及促進事業委託費（国際ルールインテリジェンスに関する調査（電動航空機のルール形成（国際標準化含む）戦略に係る調査研究））調査報告書（2020年）.

(16) Scott M. J., William J. H. and Michael T. T., An N+3 Technology Level Reference Propulsion System, NASA TM-2017-219501（2017）.

(17) 谷田好通, 長島利夫, ガスタービンエンジン,（2000）, p. 31, 朝倉書店.

(18) Daniel S., Max J. A., Florian W., Carsten H., Maximilian M. and Michael I., Multidisciplinary Investigation of Partially Turboelectric, Boundary Layer Ingesting Aircraft Concepts, AIAA, 2020-0504（2020）.

(19) Wim L. and Jos V., Energy Optimization of Single Aisle Aircraft with Hybrid Electric Propulsion, AIAA, 2020-0505.

(20) Wim L. and Jos V., Parallel hybrid electric propulsion architecture for single aisle aircraft - powertrain investigation, NLR-TP-2019-358（2019）.

(21) Panagiotis G., Ye-Bonne M., Nicolas T., and Caroline F., Mathieu B., Fuel burn evaluation of a turbo-electric propulsive fuselage aircraft, AIAA, 2019-4181（2019）.

(22) David K. H., Aidan P. D., Jonas J. G., Lauren T., William T., Assessment of a Boundary Layer Ingesting Turboelectric Aircraft Configuration using Signomial Programming, AIAA, 2018-3973（2018）.

(23) Jeffryes W. C., A Study of Large Scale Power Extraction and Insertion on Turbofan Performance and Stability, AIAA, 2020-3547（2020）.

(24) Thomas T. T., Justin J. S., Dongsu L. and Kiruba H., Electromagnetic Redesign of NASA's High Efficiency Megawatt Motor, AIAA, 2020-3600（2020）.

(25) Jeffryes W. C., Hashmatullah H. and Sydney S., Thermal Management System Design for Electrified Aircraft Propulsion Concepts, AIAA, 2020-3571（2020）.

(26) Joseph M. H. and Thomas W. B., NASA Electric Aircraft Testbed（NEAT）Reconfiguration to Enable Altitude Testing of Megawatt-Scale Electric Machines, AIAA, 2020-3561（2020）.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

電動航空機で期待されるエンジン埋め込み・境界層吸い込み効果

Effects of Embedded Engine and BLI in Electric Aircraft

岡井 敬一*1　OKAI Keiichi
佐藤 哲也*2　SATO Tetsuya

キーワード：機体エンジン統合効果，境界層吸い込み（BLI），後流，エネルギー散逸効果
Key Words：Airframe/Engine Integration, Boundary Layer Ingestion（BLI）, Wake, Energy dissipation

1．緒言

将来旅客機における大幅な燃費性能向上を目指した研究開発が活発になされている。燃料消費を低減し環境適合性を高める新しいコンセプトとして，多数の推進ファンを搭載したコア分離型の電動推進が提案されている（Fig. 1）。同コンセプトでは，電動ファンを用いるため，従来のターボファンエンジンと比較し，サイズ・個数・配置などの制約が極めて少なく，推進システム全体の設計自由度を高めることが可能とされている。

上記コンセプトでは，翼胴一体型の航空機BWB（Blended Wing Body）がシステムの基本として挙げられ（Fig. 1），以下のメリットを包含する形となる。まず，BWBは翼胴分離の場合と比較し，形状抗力が減少する[(1)]。次に，推進ファンは，境界層吸い込み（Boundary Layer Ingestion，以下BLI）効果を積極的に利用できるよう胴体後方上面に設置される。本搭載方式により，胴体上で発達した境界層がファン入口に流入することから，平均流速が減少し，推進効率の改善に繋がる[(2)]。これらに加え，ナセルの重量や抗力も減少することから，結果として燃費が向上する。さらに，騒音低減効果も得られるため，環境適合性の面で総合的な改善が期待される[(3),(4)]。

以上のように，BLIを利用した場合，従来機体形態の翼下懸垂式（以下「ポッド式」）推進装置と比較し大きなメリットが期待される一方で，その影響を設計時に考慮する必要がある。まず，BLIによるエンジン性能への影響である。境界層が流入することによりファンが常にディストーションの影響を受けるため，効率が低下する[(2)]ことが示されており，性能低下を抑制する翼形状設計や構造強度の確保などが必要となる[(5)]。また，機体と推進装置が一体化することにより，全機性能評価が複雑になる点が挙げられる。

以上のように，航空機の推進系電動化（電動航空機）で推進システムの配置自由度が高くなることに伴い，機体・エンジン統合化が容易となり，結果として抵抗低減ならびにBLIによる必要動力低減や推進効率の向上が期待される。このようなコンセプトは，将来航空機において期待される新たな燃料消費低減手段であるが，これらの効果を理解し予測することは容易ではない。

本稿では，推進装置（推進ファン）と機体の統合によって期待し得る燃費性能向上効果について，著者らの取り組み[(6)–(13)]を掲げながら概説する。なお，本項では，Table 1に示す2種類のBLIファン入口空気全圧分布形状を対象とする。

2．機体・エンジン統合により期待される効果

前述のように，現在主流のポッド式エンジンでは，エンジンの推力と抗力，機体による抗力を区別して取り扱うことができ，推力の推算が容易であった。これに対し，エンジンと機体が統合された埋め込み形態では，抗力と推力の分離評価が困難である。BLIの利得を評価するために，多くの文献では，Drela[(14)]の方法を用いている。この方法は，エンジンの仕事（動力）のつりあいにより，機体・エンジンの散逸量込みで評価を行うものである。Fig. 2に示されるように，エンジンが機体に埋め込まれて配置されるBLI形態の場合（Fig. 2下），ポッド式で発生していた翼後流をエンジンが吸い込み比較的低

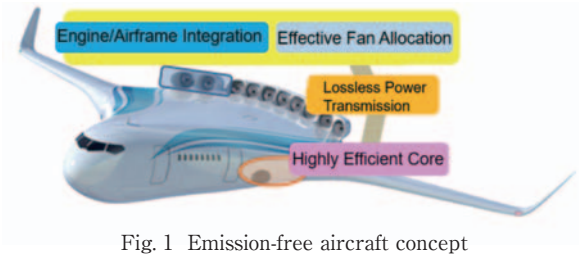
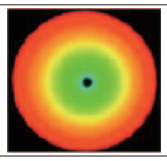
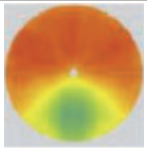


Fig. 1　Emission-free aircraft concept

原稿受付　2020年11月16日
＊1　宇宙航空研究開発機構航空技術部門
E-mail: okai.keiichi@jaxa.jp
＊2　早稲田大学基幹理工学部
E-mail: sato.tetsuya@waseda.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

Table 1 Category of BLI configuration

	Axisymmetric BLI	Asymmetric BLI
Reference concept	Boeing SUGAR phase II NASA Starc ABL JAXA TRAe	Airbus-Rolls Royce E-Thrust NASA N3-X JAXA Emission-free Aircraft
Configurations of BLI inflow		

速で放出されるため，機速より大きな速度（運動エネルギー）で放出されるポッド式（Fig. 2上）と比べて噴流のエネルギー散逸が低減される。結果として，エンジンの必要動力が低減される，とするものである。

Drelaの方法を用いて機体の評価を行う場合，推進システムの流入面から流出面にわたる正味の機械動力P_Kは以下となる：

$$P_K = \oiint (P_\infty - P_0) V \cdot \hat{n}\, dS. \tag{1}$$

正味の機械動力P_Kを用いて，従来考えられていた推力・抗力バランスによらず，動力のバランスを用いる。後述するが，Pandya[15]の示すように，境界層吸い込みから直接期待されるのは機体後流による損失（エネルギー散逸）低減であるが，エンジンの入口平均全圧低下によるエンジン排気速度低減に起因するエネルギー散逸の減少効果が同等以上に利得となることが多い。

Fig. 2によって模式的に示されていた効果を，著者らの実験と比較のために実施されたFaSTAR[16]によるCFD解析結果から示したものがFig. 3である。風洞内に設置した機体・推進装置統合モデルの中心線断面後流における流れ方向速度と一様流速の相対速度を示している。非BLI形態（Fig. 3上）では，エンジン排気が一様流速度より大きく，機体後方に放出される後流の低速域があることも見て取れる。BLI形態（Fig. 3下）になると，後流の低速域が見られず，エンジン排気速度低減効果が得られていることも見て取れる。

エンジンにとっては，全圧の低下した境界層領域を含む空気を取り込むことで，入口空気がより低い平均流速となり，同一の推力を生成するために必要な動力が低減する効果とみることができ，Plasら[17]は以下のように説明している。

(2)式には，巡航時に機体の全抵抗D_Aにバランスする形で必要となる推力が示される。

$$F_{engine} = \dot{m}\left(u_{jet} - u_\infty\right) = \dot{m}\left(u_\infty - u_{wake}\right) = D_A \tag{2}$$

BLIによる後流（wake）吸い込み効果がない場合（non-BLI），上述の推力F_{engine}を得るために必要動力はエンジン排気速度u_{jet}と機速u_∞を用いて(3)式のようにあらわされる。

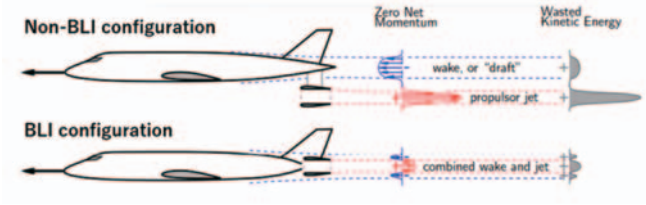


Fig. 2 Comparison of dissipation in isolated and wake-ingesting propulsors for 2D airfoil（adopted from Ref.[15]）

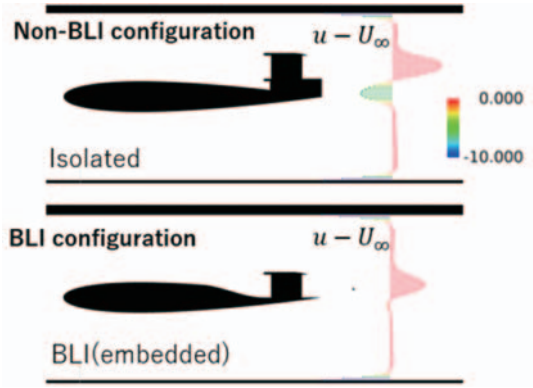


Fig. 3 Relative velocity profile in the non-BLI and BLI configuration illustrating the effect of energy dissipation（U_∞=40m/s）

$$P_{non-BLI} = \frac{\dot{m}}{2}\left(u_{jet}^2 - u_\infty^2\right) = \frac{F}{2}\left(u_{jet} + u_\infty\right) \tag{3}$$

この時の有効仕事（動力）は，(4)式のようになる：

$$P_{useful} = D_A u_\infty = \dot{m}\left(u_{jet} - u_\infty\right) u_\infty \tag{4}$$

BLI条件下においては，必要動力は境界層を含む入口速度u_{wake}を用いて(5)式のように書くことができる。

$$P_{BLI} = \frac{\dot{m}}{2}\left(u_{jet}^2 - u_{wake}^2\right) = \frac{F}{2}\left(u_{wake} + u_\infty\right) \tag{5}$$

(3)式と(5)式を比べると，$u_{jet}>u_{wake}$であり，元のポッド式（non-BLI）の方が必要動力が大きくなる。これは，後流における散逸分の回復により必要動力の低減が見込まれることを示している。

3．エンジンの利得

先の後流の散逸分を回復する効果とともに，エンジン必要動力の低減を以下の視点で見込むことができる。先の式をエンジンが生成する動力の視点で記述すると，同一の推力Fを（取り込み空気流量の変化が小さいとして）より小さい取り込み空気流速u_1で得る（速度増分Δu）ことができる（(6)式）。

$$P = \frac{\dot{m}}{2}\left(u_2^2 - u_1^2\right) = F\frac{u_1 + u_2}{2} = F\left(u_1 + \frac{\Delta u}{2}\right) \tag{6}$$

エンジン入口（平均）速度が小さくなると，発生動力を小さくすることができる。この効果は，高バイパス比ターボファンやコア分離型の電動ファンで顕著である。

Kimら[18]は解析的に，ターボファンエンジンのファンとコア（ターボジェット）に対してBLIの影響を評価している。ファンをバイパス比∞のターボファンエンジン，コアをバイパス比０のターボファンエンジンと考え

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

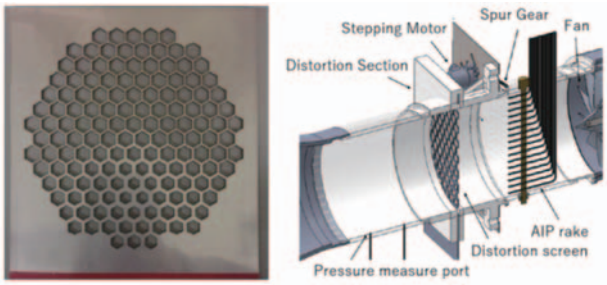
ることで，それぞれBLIによる全圧損失と推力の関係を求めている。 BLIにより入口全圧が低下した空気の流れによってファン推力は上昇し，ターボジェットエンジン推力は減少しており，BLIは入口空気の増速機能が求められるファンに利点があり，一方コア（圧縮機を含むジェットエンジン）には欠点となることが示唆されている。Ferrarら[19]はBLIがファンとコアに与える影響について次のように説明している。ファンにとっては，入口全圧減少により，同じ推力を発生させるための流速速度増分を生み出すための必要仕事が減少する。一方で，コア圧縮機にとっては，（理想的なインテーク圧力回復とは異なり）損失を含む平均全圧の低下した取り込み空気から所要の圧縮機出口圧力を得なければならないため，より大きな圧力比（タービン動力）を要することになる。

著者らが行ったターボジェットエンジンの実験(6)を通じて，BLIを模擬した条件では，参照となる条件に比べてエンジン推力低下，圧縮機断熱効率の低下が確認されている。また，ターボファンエンジン模型を用いて，BLIによるファンへの効果を確認する実験を行い，前述のKimら[18]の解析結果との比較を行った[7]。Fig. 4に示される装置を用いてBLI条件で期待されるディストーションを模擬した。用いたエンジンはJAXAが開発した小型ターボファンエンジン“NE2013”である。BLIによる推力増加分を入口の全圧減少のない条件での推力 $F_{(Pt_{,1}/Pt_{,\infty})=1}$（BLIなしの推力）と比較し，次式で定義する推力利得Thrust benefit Φを用いて評価した。

$$\Phi = \left[\frac{F - F_{(P_{t,1}/Pt_{,\infty})=1}}{F_{(P_{t,1}/Pt_{,\infty})=1}}\right] * 100\% \qquad (7)$$

その結果，Fig. 5に示すように，BLI条件下で行った実験による入口全圧低下に応じて(7)式で定義した推力利得が向上していることが確認された。これまでの実験を通じて，ターボジェットエンジンで推力利得がなく，ターボファンエンジンで推力利得を認めることができた。この効果は，さらにバイパス比の大きいターボファンエンジンや，電動航空機で想定される電動ファンで大きくなるものと期待することができる。

一方，これらの簡易評価で想定しているエンジン性能改善の効果は，BLI吸い込み空気の平均全圧（流速）低下によるものである。Table 1に示されるように，境界層を吸い込む入口流れは，全圧や速度に分布があり，非対称な流れの影響をファン等エンジン入口が被ることになる。Fig. 6には，著者らの数値計算評価[9),12]において検討した，BLIの効果を平均全圧低下のみと，平均全圧低下を伴うディストーションを含む流れの２段階で評価するステップを模式的に示している。これまで議論してきた通り，BLIによるエンジン利得は，平均全圧低下の寄与によるものであり，エンジン排気の速度エネルギーが過大であると，エネルギー散逸分が損失となり推進効率を大きくすることができない。さらに，入口空気に非一様性（ディストーション）が存在すると，ファンや圧縮機が強い非定常な流れに晒されるために構造強度の動的な特性が課題になるだけではなく，ファンの空力性能を低下させることになる。したがって，BLIを用いる場合には，散逸量（後流・エンジン排気）の低減による必要動力低減効果を狙いながら，同時にディストーション下におけるファン動静翼等の構造強度を確保し空力性能低下を抑制する必要がある。この事項については後述する。



(a) Inlet screen　　(b) Test section

Fig. 4 Inlet distortion test section

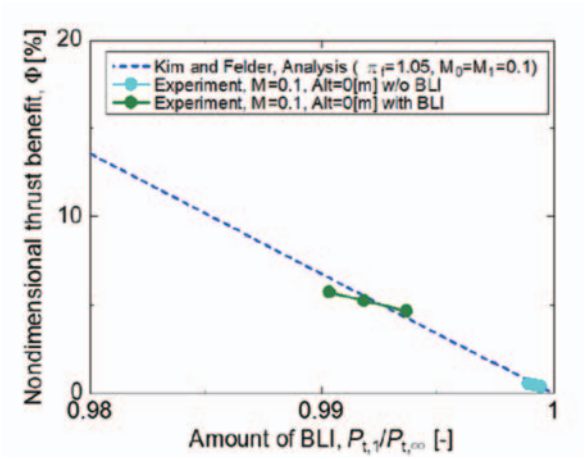


Fig. 5 Plot of thrust benefit using the experimental data

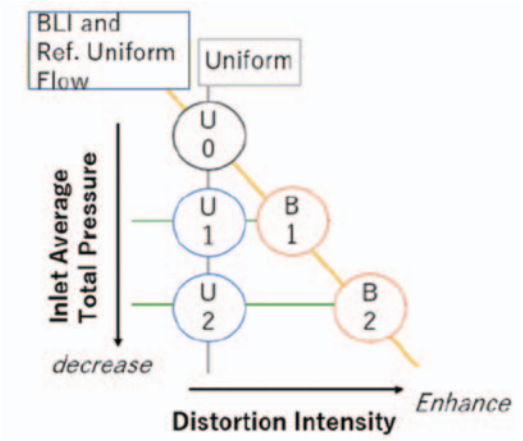


Fig. 6 2 step approach to understand the BLI effects

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

4．消費動力低減効果の簡易評価

Drelaらにより[14]，実験的に全機レベルの利得評価が行われている。Urangaら[20]はMITで検討されているD8機体に対してBLI効果のない形態とある場合の形態で，電動モータでファンを駆動させモータ消費電力を比較することでBLI効果の評価を行っている。モータ仕事の係数を

$$C_{P_E} \equiv \frac{P_E}{q_\infty V_\infty S_{ref}} \tag{8}$$

とし，BLI効果の評価尺度として，

$$BLIbenefit(inEpower) = \frac{(C_{P_E})_{non-BLI} - (C_{P_E})_{BLI}}{(C_{P_E})_{non-BLI}} \tag{9}$$

を用いた。これは，Plasら[17]が示したPSC（Power Saving Coefficient）と同等である。実験の結果，電力消費の視点で6％の改善効果があったとしている。

著者らの研究では，実験条件を非圧縮領域の低速に限定しながらも，単純な機体形状に電動ファンを埋め込み，機体に加わる力を直接評価することでBLIの効果を直接確認し，さらにCFD解析結果の比較評価も合わせて行っている[10],[11],[13]。NACA0012をベースとした翼モデルを対象に，従来型のポッド式とBLI式の機体システム評価に焦点を置き，実験的・数値的に比較することを目標とした。 実験では，一定の風速条件に対してファンの回転速度を増大させ推力と抗力が釣り合う条件におけるBLI利得を評価している。実験では4種類の模型形態を対象とした（①エンジンなし（翼のみのクリーン形態），②エンジンあり参照形態（従来のポッド形態），③BWB機体を想定した機体上部エンジン埋め込み形態，④胴体尾部BLIを想定した後部形態）[10],[11]。Fig. 7にはそれらの内，②と③の鳥瞰図をそれぞれ左右に示す。

実験はJAXA調布航空宇宙センターの65×55cm小型低乱風洞で実施し，比較のCFD解析は計算ソルバとしてJAXAで開発された高速非構造格子流体ソルバ「FaSTAR」を利用し実施した[16]。Fig. 8には，実験とCFD解析の対象モデルの相違点を示している。計算負荷の低減のために，CFD解析では，翼幅を小さくしている。Fig. 9には，実験とCFD解析で得られたファン前後の全圧分布を示している。翼上に発達する境界層分布が実験とCFD解析で定性的に概ね一致することが分かる。

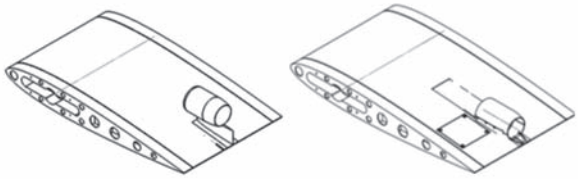
Fig. 10に，風洞実験（無風時含む）における消費電力P_Eと前進方向の力F_Xの関係を示す。通風時はいずれの印加電流ファンの消費電力条件においても，埋め込み形態（BLI）の方が参照用ポッド形態よりも巡航条件近傍で（F_X=0）大きな前進推力を計測していることがわかる。消費電力の増大に対する前進方向力の増大（グラフの勾配）は，埋め込み形態の場合，参照用ポッド形態よりやや大きい値を示している。通風条件でのファンの回転数と消費電力の関係から，BLI形態においてファンの空力性能が低下（効率低下）していることも確かめられている。Fig. 10に示した前進力の傾向から，通風時に上部埋め込み形態の方が参照用ポッド形態よりも，消費電力に対する前進力の勾配が大きくなり，BLIによる消費動力低減効果が，ファン効率低下の影響を上回っていることが分かる。Fig. 10には赤矢印で示す通り，推力と抵抗のつりあい条件において，参照用ポッド形態に比べBLI形態で所要動力が低下する結果が示されている。これは，式(9)における利得分（分子）に相当している。Fig. 11には，実験条件に合わせたCFD解析結果を示している。ここで，横軸は機械動力P_Kであり，

$$P_K = \eta_o P_E \tag{10}$$

の関係で消費電力と結ばれる。ここに，$\eta_o = \eta_f \eta_m$はファンとモータの総合効率である。CFD解析においては，ファン入口出口断面の条件を設定し，流量保存が満足されるよう再計算することによって得られる入口出口条件から推力を算出している[21]。ここでは，ディストーションがファン性能に及ぼす影響は考慮していない。

Fig. 11から，一様流速度（＝機速U_∞）が大きくなるほど，参照用形態に対するBLI形態の推力増大が大きくなる傾向がみられる。入口平均流速の低減に合わせた出口流速低下もCFD解析結果で確認されている[11],[13]。Fig. 3に示したように，CFD解析の結果からはエンジン排気のエネルギー散逸と機体後流によるエネルギー散逸が，BLI効果により低減しているが，前者の低減効果も一定程度見て取れる。Pandya[15]による報告では両散逸量の内，D8機体解析においては前者が3/4を占める。

なお，図では示されていないが，機体尾部に電動ファンを取付けた形態の実験とCFD解析も行われている。この結果では機体の上下面から，埋め込み形態（上面のみ）より多くの境界層流れを吸い込むために，実験結果



(a) Reference（isolated）model　　(b) BLI（embedded）model

Fig. 7　Test models（wind tunnel experiment）

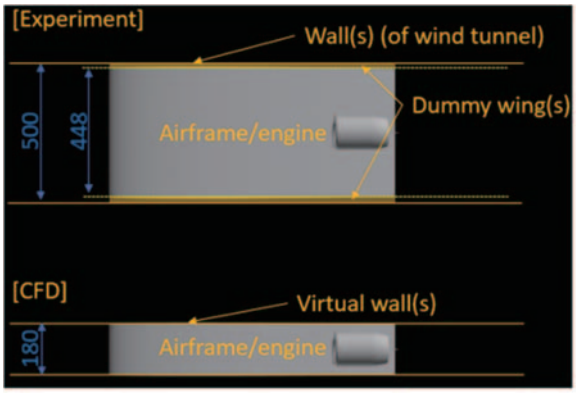


Fig. 8　Top views of the experimental and CFD configuration

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

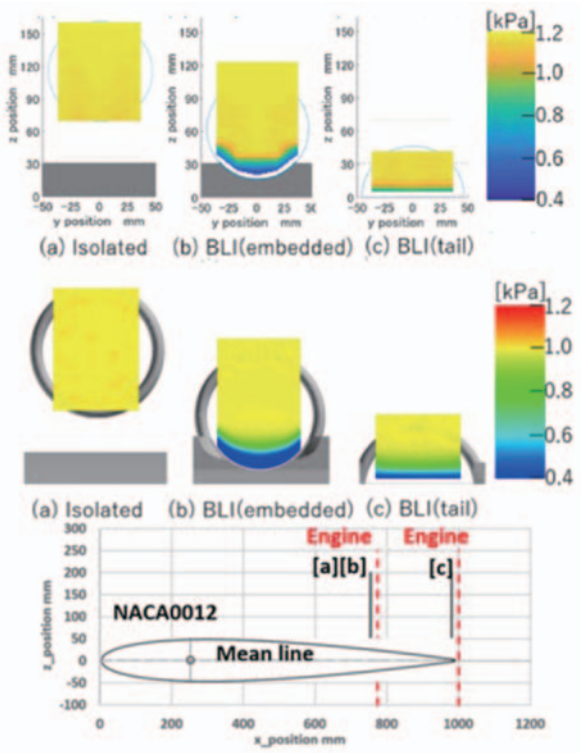


Fig. 9　Total pressure profile over the airframe (with engine; experiment (higher side) and CFD (lower side))

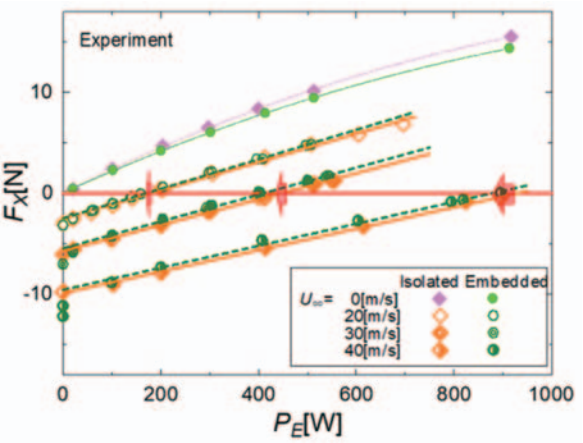


Fig. 10　Dependence of force, F_x, on power consumption, P_E (experiment)

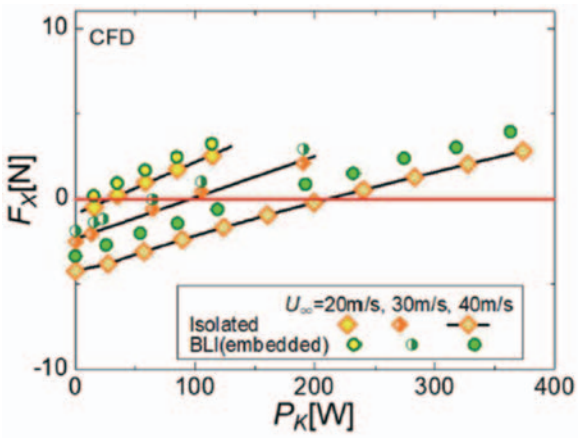


Fig. 11　Dependence of force, F_x, on thrust power, P_K (CFD)

での消費電力増大につれた推力利得（参照機体と比較した推力増分）が低下しており，また，同一回転数に対するモータ消費電力も機体尾部にファンを配置した方が増大しているため，相対的に多くの境界層領域を吸い込む方がエンジン空力性能の低下が著しくなることが確認された[13]。実験結果において，消費電力の小さい領域では，機体の抵抗（負の進行方向力）が大きくなっていることがわかる。無風時にBLI形態の方が参照用形態より小さい前向き力となっていることから見て取れるように，エンジン入口近傍の流管が機体表面により狭められ，また，複雑な流れ場となっていることが推測される。エンジンの埋め込み形状が固定される場合，航空機の飛行条件（高度・機速），エンジン作動条件すべてを満足するエンジン入口流路設計を行う必要がある。

5．ディストーションを伴う入口流れのファン性能に及ぼす影響

前述のように，BLIではエンジン入口部（ファン・圧縮機）の流入空気が強いディストーションを持つことにより，構造強度要求や空力性能低減が懸念される。

ディストーション形状が軸対称形状（Table 1左）になる形態に対して，CFD解析による評価を行った[9]。Fig. 12に示す入口全圧分布を与え，ファン動翼部の数値計算を行った。

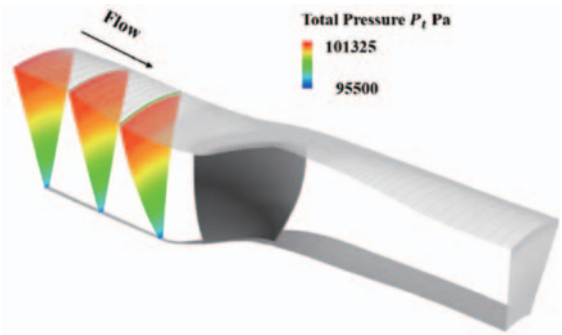
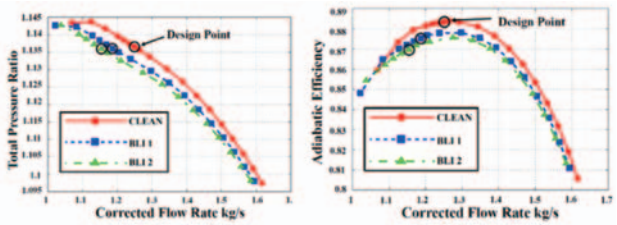


Fig. 12　BLI inflow and fan geometry

Fig. 13に，参照となる一様流入条件とBLI条件におけるファン特性評価結果を示す。BLI条件下で，ディストーションによる流れ場の変化に起因した，圧力比・効率の低下が見て取れる。

入口流入空気が軸対称であれば，1ピッチ（翼1枚）に対する計算を行うことで評価可能であるが，非対称ディストーション形態（Table 1右）については全周の非定常解析を行う必要がある。著者らは，Fig. 14に示すように非定常全周解析を実施しており，動翼形状の変更の効果を含め，一様流・BLI効果の比較とBLI条件での性能低下の抑制方法の検討を行っている。BLIに係るディストーション影響評価と対策は，航空機運航のすべてのエンベロープに対するものであるため，評価方法も含めた研究開発が必要である。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.



(a) Pressure ratio　　(b) Efficiency

Fig. 13 Direct comparison between the uniform and the BLI cases

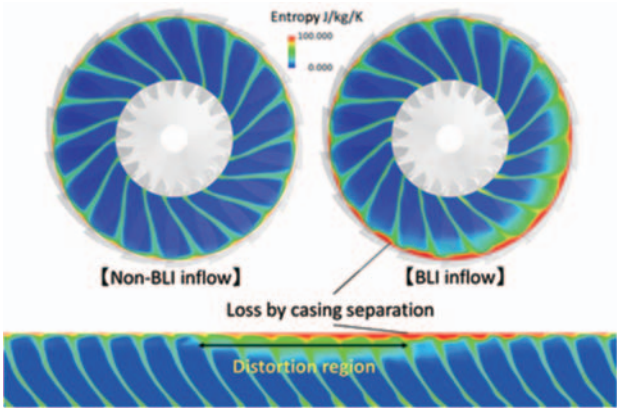


Fig. 14 Entropy distribution downstream of the rotor

6．システム実証に向けた取り組み例

これまで，JAXAの航空推進技術研究の一環として早稲田大学との共同研究として実施してきた関連研究結果に基づいた解説をおこなってきた。これに加え，JAXA航空技術部門航空イノベーションハブにおいては，航空機電動化コンソーシアム[22]の技術開発グループ「電動化共通基盤研究」の一環として，シリーズ／パラレルパーシャルハイブリッドシステムを利用した，TRAe（Technology Reference Aircraft for Electrification）（Fig. 15）の検討を進めている[23]。この機体コンセプトは，NASAが進めるSTARC-ABL機体構想等に類似したものであり，機体後部に追加した電動ファンにより胴体周りに発生する境界層を吸い込むBLI効果ならびにファン面積増加による相当バイパス比向上効果を通じて全機レベルの推進効率改善を狙っている。これまで，150人乗りクラスの現行機に電動BLIファンを付加した全機システムを対象に空力と推進（アクチュエータディスク理論を適用）の連成数値シミュレーションを行い，BLIファンを搭載した場合に，空気抵抗に大きな変化はない一方で，推進効率が向上する結果が得られている。また，その結果を入力とした全機システム性能解析により，典型的なミッション（ペイロード40,000lb，航続距離5,000km，巡航マッハ数 0.78）に対して，必要動力削減量や，翼下に懸架した主推力用ターボファンエンジンに対する適切なBLIファン推力配分を推算した他，将来技術によりモータおよびインバータの出力密度が向上した際の消費動力低減の寄与を評価している。今後は，BLIの効果を最大化し尾部設計に影響を与えないBLI方式のコンセプトや電動ハイブリッド推進システムの検討と具体化等，およびそれらの実証試験計画が検討されている。

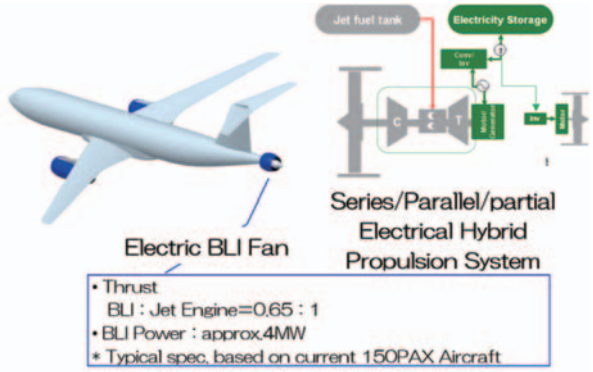


Fig. 15 TRAe Aircraft concept with fuselage BLI fan

JADCによる同様の全機システム構想検討状況が，本特集記事において紹介されているので参照されたい[24]。

7．まとめ

電動航空機の研究開発機運の高まりを受け，BLIに関する研究も活発になされている。しかし，その効果や制約については直観的な理解が容易でないため，概念検討に織り込む際に正しい理解に基づかないものが散見される。本稿では，比較的古典的な解析方法に基づく理解や関連する著者らの実験結果を紹介しながら，できるだけBLIの効果や制約を視覚的に理解できるよう概説した。

BLIを含む機体・エンジン統合効果に係る研究開発は，従来に比べてより踏み込んだ機体・エンジン専門家の横断的なつながりが必要となる。本報を通じて，こうした連携が一層進むことを願っている。

謝辞

宇宙航空研究開発機構の田頭剛，原田正志，賀澤順一，正木大作，横川譲の各氏には，本稿の作成に際しご協力・ご指南いただいた。ここに記して謝意を表する。

参考文献

(1) Daggett, D. L., Kawai, R., Friedman, D., "Blended Wing Body Systems Studies: Boundary Layer Ingestion Inlets with Active Flow Control", NASA/CR-2003-212670.

(2) Ochs, S. S., Tillman, G., Joo, J., Voytovych, D., "CFD-based Analysis of Boundary Layer Ingesting Propulsion", AIAA 2015-3800.

(3) Kawai, R. T., "Blended Wing Body (BWB) Boundary Layer Ingestion (BLI) Inlet Configuration and System Studies", NASA-CR2006-214534.

(4) Thomas, R. H., Burley, C. L., Olson, E. D., "Hybrid Wing Body Aircraft System Noise Assessment with Propulsion Airframe Aeroacoustic Experiments", AIAA 2010- 3913.

(5) Cousins, W. T., Voytovych, D., Tillman, G., Gray, E., "Design of a Distortion- Tolerant Fan for a Boundary-

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

Layer Ingesting Embedded Engine Application", AIAA 2017-5042.

(6) 平山拓, 山下晃幸, 古田洋一郎, 佐藤哲也, 岡井敬一, 田頭剛, 髙將治, 機体埋め込み型エンジンのディストーション基礎試験, B09, 日本航空宇宙学会 第46期 年会講演会講演集, (2015.4)

(7) 古田洋一郎, 中西勇作, 三谷佳宏, 佐藤哲也, 岡井敬一, 田頭剛, 髙將治, 國安清治, 高空条件下におけるインレットディストーションがターボファンエンジンに及ぼす影響, 第57回 航空原動機・宇宙推進講演会 講演論文集, 2017.3.

(8) Mitani, Y., Okai, K., Takahashi, Y., Ogushi, S., Sato, T., Tagashira, T., Engine Analysis on Boundary Layer Ingesting Engine Reflecting Experimental Data, Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJCPP) 2018, March 14-17, 2018.

(9) 大串正太郎, 三谷佳宏, 佐藤哲也, 岡井敬一, 賀澤順一, 正木大作, 原田正志, 境界層吸い込み (BLI) を模擬した入口ディストーションがファンの空力性能に与える影響, B-20, 第46回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2018).

(10) 三谷佳宏, 大串正太郎, 鶴田亮祐, 奥野陽子, 佐藤哲也, 原田正志, 岡井敬一, ファン埋め込みによる境界層吸い込みが機体エンジン統合形態に及ぼす影響の実験的評価, 2C04, 第59回 航空原動機・宇宙推進講演会 講演論文集, 2019.3.

(11) Okai, K., Mitani, Y., Yoshida, H., Ogushi, S., Tsuruta, R., Okuno, A., Sato, T., Harada, M., Experimental and Numerical Evaluation of Boundary Layer Ingestion Effect with Engine/Airframe Integration Model, AIAA 2019-3852, AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 19-22 August 2019.

(12) Masaki, A., Ogushi, S., Tsuruta, R., Nishiwaki, D., Sato, T., Okai, K., Kazawa, J., Masaki, D., Harada, M., Assessment of the Influence of Boundary Layer Ingestion (BLI) on the Axial Fan, ISROMAC2019-00113, 18th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC 18), November 23-26, 2020.

(13) 岡井敬一, 正木亮好, 鶴田亮祐, 大串正太郎, 水鳥聖也, 河野雅大, 西脇大貴, 佐藤哲也, 正木大作, 推進ファン埋め込みによる機体エンジン統合効果の実験・数値解析による評価, 2A04, 日本航空宇宙学会第59回飛行機シンポジウム (2020).

(14) Drela, M., "Power Balance in Aerodynamic Flows", AIAA-2009-3762.

(15) Pandya, A., The D8 Aircraft: An Aerodynamics Study of Boundary Layer and Wake Ingestion Benefit, AA294: Case Studies in Aircraft Design, Stanford University, CA, Apr. 22, 2015.

(16) 橋本敦,高速流体ソルバFaSTARの開発,第42 回流体力学講演会, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010論文集.

(17) Plas, A. P., Sargeant, M. A., Madani, V., Crichton, D., Greitzer, E. M., Hynes, T. P., Hall, C. A., Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System, AIAA 2007-450, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8 - 11 January 2007.

(18) Kim, H.D., Felder, J.L., "Control Volume Analysis of Boundary Layer Ingesting Propulsion Systems with or Without Shock Wave Ahead of the Inlet", AIAA 2011-222.

(19) Ferrar, A.M. and O' Brien, W.F., "Progress in Boundary Layer Ingesting Embedded Engine Research", AIAA 2012-4283.

(20) 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, AIAA-2014-0906.

(21) Park, M. A., Nemec, M., Nearfield Summary and Statistical Analysis of the Second AIAA Sonic Boom Prediction Workshop, AIAA 2017-3256, AIAA Aviation Forum 2017, June 2017.

(22) 航空機電動化 (ECLAIR) コンソーシアム, <http://www.aero.jaxa.jp/about/hub/eclair/index.html> (参照日2020年11月1日).

(23) 横川譲, 航空機電動化共通基盤技術の研究, 航空機電動化 (ECLAIR) コンソーシアム第3回オープンフォーラム, (2020年10月). < http://www.aero.jaxa.jp/news/event/event201026.html> (参照日2020年11月1日).

(24) 山北晃久, 戸井康弘, 石川忠, 推進電動化による技術革新航空機の構想検討, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 1 (2021), pp. 20-25.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

サイクル解析と重量推算に基づく電動化航空エンジンの性能評価

Feasibility Study of TeDP based on Engine-Cycle Analysis and Weight Estimation

姫野 武洋[*1]　渡辺 紀徳[*1]
HIMENO Takehiro　WATANABE Toshinori

キーワード：電動化推進，ターボ電動，TeDP，サイクル解析
Key Words：Electric Propulsion, Turboelectric, TeDP, Cycle Analysis

1．はじめに

低炭素社会の実現へ向けた「持続可能な開発目標」の観点から，運輸分野においても航空機に対する化石燃料消費量（*FB*：Fuel Burn）の削減が強く求められている。近年，モーターやコンバーター等の電装品や二次電池の著しい軽量化と性能向上に伴い，低炭素化へ向けた選択肢の一つとして，エンジンを含む推進システムの電動化が注目されている。

電動化推進システムとは，電動モーターの動力で推力の一部または全部を発生する推進システムを指し，NASA によって 6 種類に類型化されている[(1)]。空飛ぶクルマのように，航続距離が短い小型航空機には，エネルギー源として二次電池を搭載した「全電動（All Electric）」型のシステムを採用する開発研究が進められている。他方，燃料に比べて電池は依然として重く，エネルギー密度が小さいため，定期航空路用の旅客機など，比較的大型の航空機には，電池を搭載しないシステムも検討されており，Fig. 1に示すような，タービン発電機と分散配置された電動ファンから成る「ターボ電動分散推進」（Turboelectric Distributed Propulsion：TeDP）型もその一つである。

一般に，航空機の推進システムの評価にあたっては，経済性，環境適合性，信頼性，運用性などの観点から総合的に論じる必要があるが，燃料消費率（*SFC*）×推力（*F*）で表される燃料消費量（*FB*）は，経済性と二酸化炭素排出量に直接的に関わる指標である。TeDPの利点として，定性的には，コアエンジンと分離された電動ファンを分散配置することよる回転機械の軽量化と高バイパス比化による*SFC*向上，それらに加え，境界層吸込（BLI）による機体全体としての推進効率向上（必要推力の低減）を期待できることが挙げられる。対する欠点としては，電装品の追加的搭載に伴う機体重量と必要推力の増加，それらに加え，電力伝達経路でのエネルギー損失による*SFC*悪化が指摘される。このように，TeDPの*FB*に関する，*SFC*と重量の相反的な関係については定性的には理解されている。しかし，TeDPの*FB*を従来のターボファンと定量的に比較した検討例は多くなく，結果が示されている場合も，エンジン諸元や効率，重量の算定根拠が明示された公開文献は更に少ないというのが現状である。

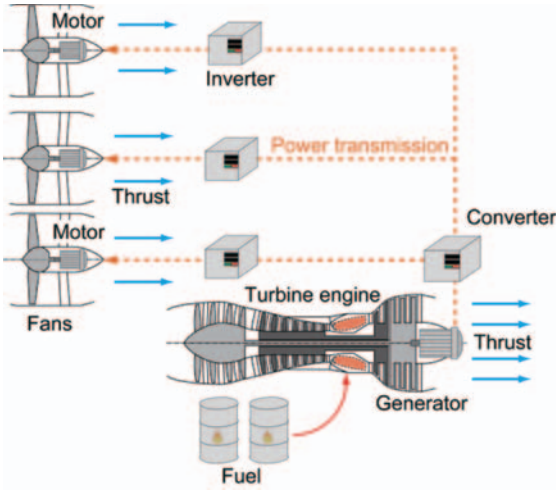


Fig. 1　Turboelectric Distributed Propulsion System

結論だけを知らされても気持ちが悪いので，筆者らは，エンジン性能解析と，エンジンを含む機体重量推算式を統合したうえで，離陸から着陸までの飛行ミッションに要する燃料消費量（*MFB*：Mission Fuel Burn）を定量的に評価することを試みた。性能および重量の推算手法それ自体は，特に新しいものではないが，機体と推進系を統合した概念設計の議論を見通し良く行えるよう，前提条件や制約条件を数理モデルで明確に記述し，思考の飛躍を避けつつ，比較的短時間で広範な検討ができるように工夫された手法の構築に取り組んでいる。

本稿では，評価方法の考え方を説明した後，150席級

原稿受付　2020年12月 6 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
E-mail: himeno@aero.t.u-tokyo.ac.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

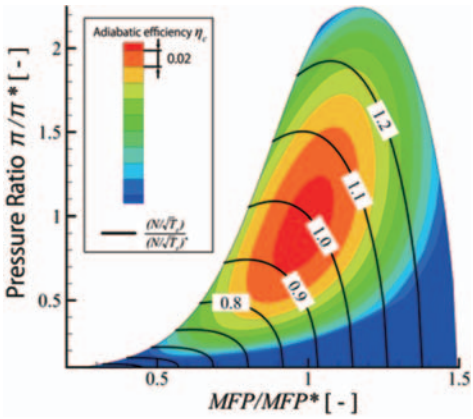


Fig. 2 圧縮機マップの数理モデル[3]

旅客機用エンジンを検討対象とした〔例題〕について，既存ターボファンとTeDPの*MFB*を比較した結果[2]を紹介する。最後に，定量的な検討から導かれる，電装品への軽量化要求や，航空用ガスタービンの開発課題を議論したい。

2．エンジン性能と重量の推算に基づく*MFB*算出

2.1　エンジン性能推算：設計点および非設計点

一般に，エンジンの設計においては，タービン入口温度（*TIT*），全体圧力比（*OPR*），バイパス比（*BPR*），ファン圧力比（*FPR*）が重要な変数である。巡航時におけるこれら4変数の組を「設計変数」と呼ぶことにする。

エンジンの概念設計では，設計点である巡航時の要求推力を満足することが一義的に重要である。その一方，耐熱性などの制約により決まる離陸時タービン入口温度TIT_{to}の上限など，非設計点でも様々な制約条件が課される。以降，離陸時と巡航時を区別するため，巡航を表す変数には“*”を添える。

以下では，理解を助けるための〔例題〕として，

> 巡航時推力要求と離陸時TIT_{to}上限の制約条件を共に満足するエンジンのうち，ある飛行ミッションの*MFB*を最小化する設計変数の最適化問題を考える。

最適解を探索する作業手順は，凡そ以下のようになる。

［0］飛行条件
最初に，設計点での高度と飛行マッハ数を決めると，エンジン流入空気の全温T_t*と全圧P_t*が与えられる。

［1］設計点：巡航時
そのうえで，最適エンジンを探索する試行として，巡航時（設計点）設計変数（*TIT**, *OPR**, *BPR**, *FPR**）の組を決める。すると，熱力学サイクル計算に基づき，エンジン各部の状態量（温度，圧力，流速），ならびに，燃料消費率（*SFC**）および比推力（F_S*：Specific Thrust）が算出される。なお，熱力学サイクルが不成立の場合，この設計変数は，理論的に実現不可能と判断され棄却される。
エンジン要求推力F^*が与えられれば，吸込空気流量は$G^* = F^*/F_S^*$と求まり，G^*からファン直径やノズル出口面積など，エンジン寸法が決定される。

［2］非設計点：離陸時
続いて，［1］で得たのと同じエンジンに地上離陸時の滑走路長などから決まる要求推力F_{to}を課し，非設計点での部分負荷性能計算を行う。
Fig. 2のような圧縮機マップの数理モデル[3]と低圧タービンにおけるチョーク仮定[4]の下，空気流量・パワー・回転数の釣合条件を課すと，このエンジンがF_{to}を与える作動点が定まり，燃料噴射量，軸回転数（設計点との相対値），圧力比，タービン入口温度など，非設計点におけるエンジン各部の状態量が求まる。なお，離陸時TIT_{to}上限が満足されない場合，この設計変数は棄却される。

［3］最適解探索
こうして得られた（棄却されなかった）設計変数は，設計点と非設計点で制約条件を共に満足する解であるが，最適解とは限らない。後述のように，［1］～［2］の試行を反復し，候補解の群から*MFB*を最小化する最適な設計変数を探索する。なお，今回の最適解探索には，*MFB*を評価関数とする条件付勾配法を用いた。

上記の［1］と［2］で必要となるエンジン性能推算には，内製の性能計算ツールを使用した。やや細かい補足となるが，［2］のような非設計点（部分負荷）性能推算を行う場合，ファンと圧縮機について，回転数・流量・圧力比の関係を与える，Fig. 2のような圧縮機マップがそれぞれ必要になる。より厳密な推算を行う場合，入手可能な類同型式エンジンの圧縮機マップを無次元化して用いる方法がしばしば採られる。これに対し，今回の検討は概念設計であり，比較的短時間で広範な検討をする工夫として，圧縮機マップを次に示すような拡張楕円関数で近似された数理モデルとして与えた。

具体的には，ファンまたは圧縮機の全温比τと無次元流量*MFP*を拡張された楕円の式，

$$\left\{\left(\frac{\tau-1}{\tau^*-1}\right)\Big/\left[\frac{(N/\sqrt{T_t})}{(N/\sqrt{T_t})^*}\right]^2\right\}^a + \left\{\left(\frac{MFP}{MFP^*}\right)\Big/\left[\frac{(N/\sqrt{T_t})}{(N/\sqrt{T_t})^*}\right]\right\}^b = 2 \tag{1}$$

で近似する。指数aとbは実数定数で与え，*MFP*は次式で定義される。Mは軸流マッハ数（断面平均）である。

$$MFP = \frac{m\sqrt{T_t}}{P_t A} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}}\frac{M}{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}} \tag{2}$$

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

Table 1　V2500モデルの性能諸元

	Cruise（*）	Take-off（to）	Unit
Altitude	35000	0	ft
Ma	0.78	0	–
Ambient	ISA	ISA+15 K	–
Thrust	21000	133000	N
SFC	0.622	0.379	kgf/(kg/shr)
Air Flow	148	396	kg/s
BPR	4.7	4.4	–
TIT	1380	1820	K

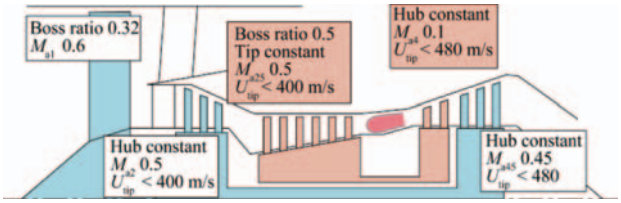


Fig. 3　ターボファンモデルの断面図

すると，修正回転数（$N/\sqrt{T_t}$）一定の下で，τ と*MFP*の関係は，

$$\left\{\left(\frac{\tau-1}{\tau^*-1}\right)\Big/\left[\frac{(N/\sqrt{T_t})}{(N/\sqrt{T_t})^*}\right]^2\right\}^a = 2\cos^2(\varphi) \tag{3}$$

$$\left\{\left(\frac{MFP}{MFP^*}\right)\Big/\left[\frac{(N/\sqrt{T_t})}{(N/\sqrt{T_t})^*}\right]\right\}^b = 2\sin^2(\varphi) \tag{4}$$

と表すことができるので，媒介変数φを用い，高速に見通し良く解探索を行える。さらに，ポリトロープ効率$\eta_{pol.c}$を，φと修正回転数の関数となる（設計点から遠ざかるほど低くなる）ようにモデル化することで，全温比τから全圧比πを算出することができる。実際，（a, b）=(5, 10）とした場合の「近似マップ」の例がFig. 2であり，「それなりに，それっぽい」，圧縮機マップになっていることが見てとれる。

2.2　比較基準：ベースライン定義

TeDPを既存ターボファンと比較する際に，前提条件とする飛行ミッションや技術レベルを揃えるべく，比較基準となる〔ベースライン〕を定義する。技術レベルとは，圧縮機やタービンの空力性能に関するポリトロープ効率や，空力負荷に関する段負荷係数の上限，軸動力伝達に関する機械効率，冷却に関する冷却空気割合，耐熱材料に関する*TIT*上限，などを指す。

〔ベースライン〕：比較対象とする機体とエンジン

> ベースライン機体として，150席級（A320等）旅客機を参照し，ベースラインエンジンとして，この機体に搭載される２軸ターボファン（V2500）エンジンの技術レベルを参照する。

具体的には，公開文献[5],[6]に基づき，エンジン性能推算ツールに対し，V2500の巡航時（設計点）および離陸時（非設計点）の性能が再現できるように，設計変数や要素効率を調整した。こうして得られた仮想エンジンを，実物エンジンと区別してベースラインエンジン「モデル」と称する。Table 1に，今回の〔例題〕で設定したV2500モデルの性能諸元を掲げる。

2.3　エンジン重量の推算

*MFB*算出のためには，後述のように，エンジン性能だけでなく，エンジン重量と機体重量の推算が必要となる。設計変数を様々に変えた場合に得られるエンジンモデルについて，寸法や段数に応じてその都度，エンジン重量を算出しなくてはならない。

２軸ターボファンを例とすれば，Fig. 3に示すようなエンジン流路と軸系が想定される。吸込空気流量G^*とファン前面でのボス比および軸流マッハ数（比流量）から代表寸法であるファン直径D_fが決まる。ファン，圧縮機，タービンそれぞれについて，遠心力に対する構造強度で決まる翼端周速の制限を満たす範囲で，低圧軸と高圧軸の回転数を設定し，段負荷係数の制限から，圧力比の実現に必要な段数が決定される。段負荷係数は，ベースラインエンジンモデル（V2500モデル）の段数が，対応する実物エンジン（実物V2500）の段数と同じになるよう設定した。

こうして代表寸法と軸回転数および翼列段数などの形状諸元が与えられれば，文献(7)の重量推算式により，各要素の重量を積算できる。ただし今回，重量推算式によるV2500モデルの重量は，実物V2500と多少の不一致があるため，全ての要素重量に定数倍を乗じることでチューニングを行なった。

ベースラインエンジンモデルを比較基準として，それとは異なる設計変数を持つエンジンモデルを設計する際には，各種の要素効率や制限値など，技術レベルを揃えたうえで，性能と重量の推算を行う。

2.4　機体構造重量の推算

機体全備重量からエンジン重量W_{en}と燃料重量W_fおよびペイロード重量W_{pl}を除いた機体構造重量W_{af}は，文献(8)に従い，各要素の重量推算式を積算して与えられる。ただし，ベースライン機体モデルが実物機体（A320）の重量を再現できるように，全ての要素の重量推算式に定数倍を乗じて使用した。

2.5　エンジン設計変数の変更と機体設計の連成

このように，〔ベースライン〕のエンジンと機体を模擬するようチューニングされた性能および重量の数理モデルがそれぞれ得られたので，エンジンの設計変数を入力として，エンジン性能，エンジン重量，機体構造重量が従属的に求められるようになった。

最後に，2.1節の［1］で「エンジン要求推力F^*が与えられれば」と含みを持たせた箇所を説明する。飛行ミッション（航続距離とペイロード重量）を維持したまま，搭載エンジンをベースラインエンジン（V2500）モデルから別のエンジンモデルへ換装する場合，エンジン

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

設計変数の変更に伴って燃料消費率SFCとエンジン重量W_{en}が変化するから，燃料重量と機体構造重量も変化する。巡航時には，機体全備重量と揚力，抗力と推力がそれぞれ釣合うので，結局，換装に伴って要求推力F^*もベースラインから変化することを考慮しなくてはならず，ここに収束計算が必要となる。

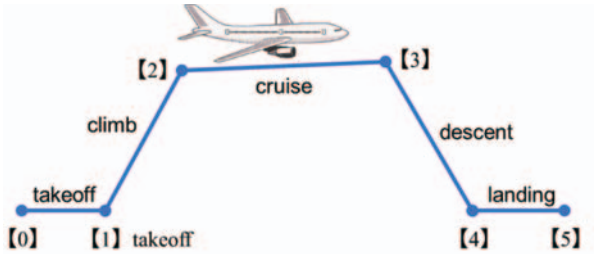


Fig. 4　飛行フェーズ

Table 2　Mission Fuel Fraction（M_{ff}）

	Mission Phase	$M_{ff,i}$
【1】	Take-off	0.995
【2】	Climb	0.98
【3】	Cruise	Eq. (5)
【4】	Descent	0.99
【5】	Landing	0.99

[0]　飛行ミッション（$Range, W_{pl}$），および，
　　ベースラインの機体，エンジン定義
[1]　エンジン設計変数（$TIT^*, OPR^*, BPR^*, FPR^*$）設定
　　巡航時のエンジン設計点性能（SFC^*, FS^*）算出
　　式(5)と表2から$M_{ff}=\Pi M_{ff,i}$を計算
[2]　式(7)の F_{to}/F^*を与える
　　離陸時のエンジン非設計点性能 $F_{S,to}$ を同定
[3-1]　離陸重量$W_{to}^{(m)}$を仮定　　〔第m推定〕
[3-2]　式(7)から F_{to} と空気流量 $G_{to}=F_{to}/F_{S,to}$ を計算
　　エンジン寸法 D_f 決定，重量 W_{en} を計算
[3-3]　機体重量W_{af}を計算
[3-4]　空虚重量$W_{em}=W_{af}+W_{en}+W_{pl}$を計算
[3-5]　空虚重量W_{em} とM_{ff} から燃料重量W_fを計算
[3-6]　離陸重量$W_{to}^{(m+1)}=W_{em}+W_f$ を積算　〔第m+1推定〕
[3-7]　条件式 $W_{to}^{(m+1)}=W_{to}^{(m)}$により収束判定
　　OK なら $MFB=W_f$ ，NG なら［3-1］へ戻る

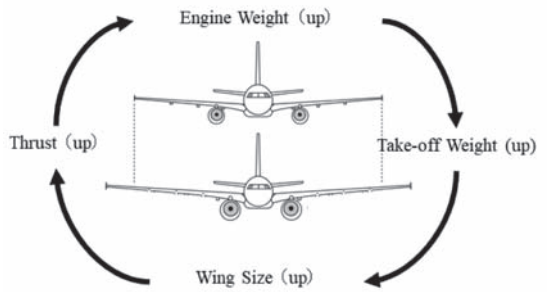


Fig. 5　ミッション燃料消費量（MFB）の計算手順

2.6　ミッション燃料消費量（MFB）の計算手法

簡単のため，巡航時の揚抗比（L/D）*と揚力係数C_L*が，ベースライン機体モデルから変わらないとし，機体全備重量に比例して抗力が増減すると仮定する。これは即ち，機体胴体寸法は維持したまま，主翼面積を増減することに相当し，連動して，主翼重量と脚重量などが増減する。また，離陸時の機体推重比（W/F）$_{to}$も，ベースライン機体モデルと同一とする。

巡航時以外の燃料消費量を近似的に考慮するため，Fig. 4に示す，【1】離陸，【2】上昇，【3】巡航，【4】下降，【5】着陸の各飛行フェーズ前後の機体重量比を表すMission Fuel Fraction（M_{ff}）を導入する。巡航時の機速と高度は一定と近似し，$M_{ff,3}$はブレゲーの式を用い，

$$Range=V_0 \cdot L/D \cdot 1/SFC^* \cdot \ln(1/M_{ff,3}) \quad (5)$$

により与える。その他のフェーズでは，飛行ミッションに依らない典型値としてTable 2の値を用いた[9]。

$$F^*=M_{ff,1}M_{ff,2}W_{to}/(L/D)^* \quad (6)$$

$$F_{to}=M_{ff,1}W_{to}/(W/F)_{to}=F^*\{(L/D)^*/(W/F)_{to}\}/M_{ff,2} \quad (7)$$

と表される。

以上を総合すると，Fig. 5に掲げる手順に従い，ミッション燃料消費量MFBを算出できる。ただし，手順［3-1］～［3-7］について，前節で述べたように，機体全備重量とエンジン要求推力が矛盾しないように，収束計算を行っていることに注意されたい。

2.7　ターボファンを対象とした検証

まず，構築したMFB算出法を用い，ベースラインとしてA320モデルとV2500モデルを定義したうえで，エンジン設計変数とMFBの関係を調べた。

A320のPayload-Range図を参照して機体重量配分をTable 3のように推定し[10]，$(L/D)^*$を17として，本〔例題〕での飛行ミッションを（$Range, W_{pl}$）=（4530km,17300kg）と与えた。一方，エンジンのTITが最高となる離陸時の作動において，Table 1に掲げるV2500モデルを参照し，TIT_{to}≦1820 Kを制約条件として課すことにした。

Table 3　ベースライン機体（A320-V2500）重量内訳

Airframe weight	W_{af}	37980 kg
Engine weight	W_{en}	2360 kg×2
Fuel weight	W_f	18000 kg
Payload weight	W_{pl}	17300 kg
Take-off weight	W_{to}	78000 kg

エンジン設計変数（BPR^*, TIT^*）の関数として算出されたMFBをFig. 6に示す。図中，それぞれの（BPR^*, TIT^*）について，MFBを最小化する（OPR^*, FPR^*）のみが打点されている。最適化には勾配法を用いた[2]。図中の実線は，TIT_{to}=1820 Kの限界線を示している。

この図から，MFBを最小化する最適設計変数が認められる。定性的には，高BPR^*側ではエンジン重量増加，低BPR^*側ではSFC^*悪化のため，MFBが悪化することが知られている。定量的にも，最適設計変数のBPR^*_{opt}は5.5付近，TIT^*_{opt}は1400K弱，MFB_{opt} =17900 kgであり，V2500モデルのBPR^*=4.7やMFB= 18000 kgに近い値となっている。この結果から，本手法に基づくMFBの評価は，一定の妥当性があると評価した。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

3．ハイブリッド電動化航空機の*MFB*推算

前章で構築した*MFB*評価手法をTeDPに拡張して適用し，特定の飛行ミッションについて，ターボファンとTeDPそれぞれの*MFB*を定量的に比較検討した結果を紹介する。

3.1　TeDPの回転機械系

TeDPは，電動ファンとコアの駆動軸が分離しているため，ファンの分散配置が可能であり，高バイパス比の点で有利である。主翼の下にファンを懸垂させる場合，地面干渉を回避できるだけでなく，分散ファンの総重量を小さくできる利点もある。文献(7)によれば，単体ファンモジュールの重量W_{fan}は，近似式

$$W_{fan} = K_f D_f^{2.7} / AR_f^{0.5} \tag{8}$$

で与えられる。ここに，K_f，D_f，AR_fは，それぞれ，比例定数，ファン直径，ファン動翼のアスペクト比である。AR_f が一定と仮定できる場合，１基のコアに対応する分散ファン基数をnとして，分散ファン総重量nW_{fan}は，

$$nW_{fan} = \frac{4K_f}{\pi}\frac{A_f}{AR_f^{0.5}}D_f^{0.7} \propto D_f^{0.7} \tag{9}$$

である。ファン入口面積の総和$A_f = n\pi D_f^2/4$は，設計点の吸入空気流量によりほぼ決まり，nに依らず一定と近似できるから，nW_{fan}はD_fが小さいほど軽くなる。ただし，D_fが極端に小さいと，そもそも近似式(4)が成立しない可能性があることや，ファン空力性能が悪化する影響を無視できないことから，分散ファン基数をn=3個に固定した。なお，本検討では，電動ファンも主翼下に配置され，機体境界層吸込（BLI）による推進効率の向上は考慮されていないことに留意されたい。

コア重量についても，低圧軸回転数をファン回転数と独立して高く設定できるため，GTF（Geared Turbofan）と同様に，低圧系翼列段数の削減と軽量化が期待できる。

3.2　TeDPの電力伝送系

他方，TeDPには，モーター，発電機，コンバーター（交直-整流器，直交-逆変換器）などの電装品が搭載され，重量ペナルティとなる。電装品の容量は，電動ファンが最大負荷（ピーク電力）を要求する離陸時に制約される。一連の電装品の総括出力密度μ_{ele}は，近年の技術レベルで，0.52kg/kW程度であり[11]，将来的にはこの1/10程度が開発目標とされている。

加えて，電装品に機械的および電気的なエネルギー損失が内在するため，コアの軸出力の一部は熱散逸し，*SFC*を悪化させてしまうという懸念がある。一連の電装品の総括エネルギー伝達効率を送電効率η_{ele}と呼ぶことにする。近年の技術レベルで，90%と程度であるが，将来的には100%に近い値が開発目標とされている。

3.3　TeDPを対象とした*MFB*評価

以上のような，電装品を含むエンジン重量モデルと伝達効率を考慮すれば，２章で述べた手法をTeDPへ拡張

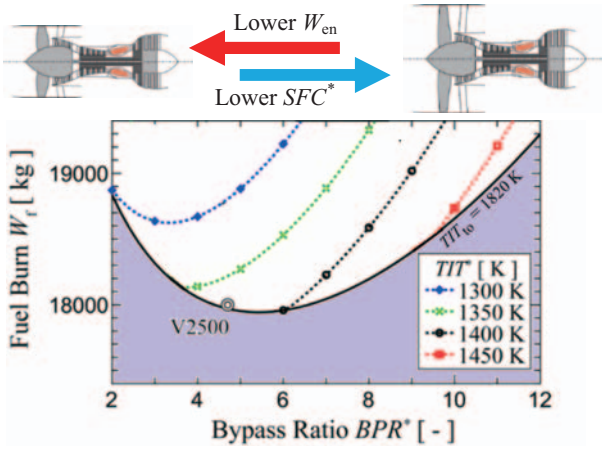


Fig. 6　ターボファンのエンジン諸元と*MFB*
（*Range*,W_{pl}）＝（4530km,17300kg）

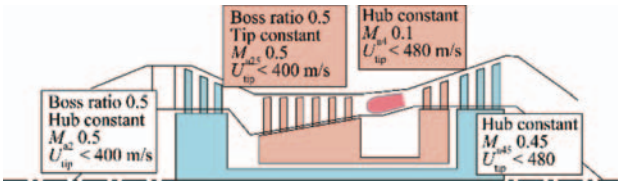
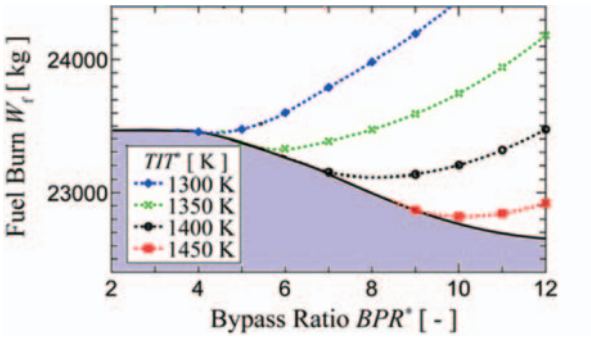
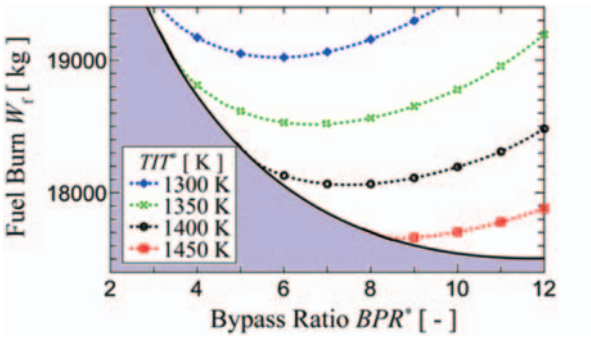


Fig. 7　TeDPモデルの断面図



(a)　（μ_{ele}, η_{ele}）=（0.26kg/kW,99%），n =3



(b)　（μ_{ele}, η_{ele}）=（0.052kg/kW,99%），n =3

Fig. 8　TeDPのエンジン諸元と*MFB*
（*Range*,W_{pl}）＝（4530km,17300kg）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

し，その*MFB*を計算することができる。

Fig. 7に，想定したTeDPコアのエンジン流路と軸系を示す。前章で行ったターボファンの例と飛行ミッションを同じくし，（*Range*,W_{pl}）＝（4530km,17300kg）として，TeDPを搭載すると想定した場合の検討結果を紹介する。

Fig. 8 (a)およびFig. 8 (b)には，電装品技術レベルとして，（μ_{ele}, η_{ele}）＝（0.26kg/kW,99%）および（0.052kg/kW,99%）をそれぞれ想定した結果を示す。図中の実線は，TIT_{to}=1820 Kの限界線を示している。

(a)は，電装品軽量化が現在比1/2まで進んだ場合である。Fig. 8 (a)をFig. 6と比較すると，高*BPR**側に*MFB*最小の最適設計変数が認められるが，MFB_{opt} の値は22600kgの程度であり，ターボファンの17900kgには遠く及ばない。これは電装品の重量ペナルティが依然として過大なためである。

(b)は，電装品軽量化が現在比1/10まで進んだ場合である。*BPR*が高い*BPR**=11.5の付近に*MFB*が最小となる最適設計変数が在り，MFB_{opt} の値も17500kg程度と，ターボファンのそれより改善する解が現れる。これは，回転機械系の重量軽減効果が，電装品の重量ペナルティを上回った結果と解釈される。また，発電機を駆動するガスタービンに注目すると，MFB_{opt} を与える設計変数では，タービン入口温度が*TIT**=1500K近くになっており，Fig. 6に示すターボファンの最適設計変数より100K以上も高いことが判る。このことは，TeDPの利点である高*BPR**を実現するために，電装品重量軽減が第一義的には鍵となるが，巡航状態で長時間にわたって熱効率を高く保つことができるガスタービン技術の向上もまた鍵であることを示唆している。

3.4　電装品重量と伝達効率が*MFB*に及ぼす感度

電装品技術レベル（出力密度 μ_{ele}，送電効率 η_{ele}）が*MFB*に及ぼす感度を把握するために，（μ_{ele}, η_{ele}）を様々に変化させた場合について検討を行った。

飛行ミッション（*Range*,W_{pl}）を（4530km,17300kg）とし，TeDPを搭載した場合の最適MFB_{opt}を（μ_{ele}, η_{ele}）に対するコンターとしてFig. 9に示す[12]。比較対象のターボファン（V2500モデル）を搭載した場合の*MFB*は17900kgであり，TeDPがこれより劣る部分を網掛領域で示してある。

図中には，MFB_{opt}を与えるエンジンの，*SFC**と*BPR**に加え，エンジン推重比$T/W=F^*/W_{en}$も等高線で示されている。この図から，*SFC**は送電効率 η_{ele}に強い感度を持ち，T/Wは出力密度 μ_{ele},に強い感度を持つことが再確認できる。*MFB*は，（μ_{ele}, η_{ele}）に対して感度を持つが，この飛行ミッションの場合，TeDPがターボファンより小さな*MFB*を達成するためには，μ_{ele}が0.05kg/kW程度に至るまで電装品軽量化が必要である。また，η_{ele}の１%改善（$\Delta\eta_{ele}$=１%）は，μ_{ele}の0.01kg/kW軽量化（$\Delta\mu_{ele}$ =−0.01kg/kW）に相当し，ミッション当たり*MFB*を250kg減少させる（ΔMFB=−250 kg/kW）ことができると定量的に明らかになった。

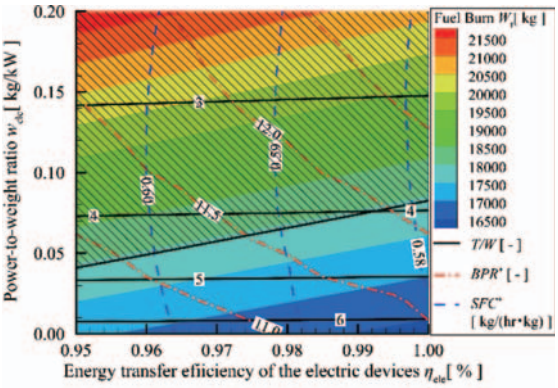


Fig. 9　TeDPの*MFB*に対する（μ_{ele}, η_{ele}）の感度[12]
（*Range*,W_{pl}）＝（4530km,17300kg），n=3

前述のように，TeDPに搭載される電装品の重量は，電動ファン負荷が最大となる離陸時に制約される。巡航時の電動ファン負荷は，一般に，離陸時の半分程度まで小さくなる。ガスタービンの出力を，負荷変動に応じて機械動力と発電動力へ分配し，直接駆動ファン（DDTF : Direct Drive Turbofan）と電動ファン（TeDP）のそれぞれが，推力を最適に分担できれば，電装品に対する軽量化要求を緩和できる可能性もある[2]。このような「部分的タービン発電推進」（Partial Turboelectric）[1]の概念設計は，負荷変動に対応する推進システムにおけるエネルギーマネジメントの問題であり，今後さらに問題の定式化を進め，定量的な検討を進めたい。

4．結言

本稿では，エンジン性能解析，ならびに，エンジンと機体の重量推算式を統合し，飛行ミッション当たりの燃料消費量（*MFB* : Mission Fuel Burn）を評価する手法を提案したうえで，既存ターボファンとTeDPとの比較を行った結果を報告した。

航続距離5000km弱の150席級旅客機を対象とした検討から，電動ファンの分散配置による軽量高バイパス比化の効果と，電装品重量ペナルティの効果を，*MFB*に対する定量的感度として評価した。この場合，TeDPの利点である高*BPR**を活かし，ターボファンより低い*MFB*を実現するためには，第一義的には，電装品重量が0.05kg/kW程度まで軽減できることが鍵となることが確認された。同時に，巡航状態で長時間にわたって高い熱効率で作動するガスタービン技術の向上も必須となることが示された。

今後は，二次電池や液体水素を利用するシステムを含め，エネルギー効率と重量の定量的検討を，様々な飛行ミッションに対して進めることが必要となる。一方，これらを実現させるためには，本報告の如き概念検討レベルで示された予測を，設計の視点から要素技術への要求へ分解して咀嚼し，具体的な開発目標として消化する作

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

業が欠かせない。より複雑化する推進システムの検討には，工学全域を横断する知の結集が求められており，批判も含めた真摯な議論を通じ，将来へ向けた航空推進システムの開発ロードマップに反映させるべきだろう。この点において，産官学の幅広い人材を擁する本学会の果たすべき役割は大きいと考えている。

謝辞

本研究は，株式会社IHIにより東京大学に設置された「将来航空推進システム技術社会創成連携講座」における活動の一環である。有益な助言と議論をいただいた[13],[14]，株式会社IHIの浅子知昭氏，大依仁氏，JAXA岡井敬一氏，他関係者各位に深い感謝を表する。具体的検討の実施にあたり，東京大学大学院生の岩崎祐介（現IHI），村田達郎（現ソフトバンク），大島竜輝の各氏から協力を得た。ここに記して謝意を表する。

参考文献

(1) National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions, Washington, DC: The National Academies Press. Doi:10.17226/23490 (2016).

(2) 岩崎祐介, 姫野武洋, 渡辺紀徳, 立石敦, 佐久間康典, サイクル解析に基づく航空機電動化の検討,第59回航空原動機・宇宙推進講演会（2019), JSASS-2019-0078.

(3) 姫野武洋, 渡辺安, 牧野好和, 村上哲, 堀之内茂, エンジン部分負荷性能推算に基づく超音速航空機の成立性検討, 第52回飛行機シンポジウム（2014), JSASS-2014-5201.

(4) H.I.H.Saravanamuttoo, H.Cohen, P.V.Staznicky, G.F.C. Rogers, 藤原二仁志（訳),”ガスタービンの基礎と応用-発電用からジェットエンジンまで-”,東海大学出版会, ISBN978-4-486-01860-5.

(5) "A320 AIRCRAFT CHARACTERISTICS - AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING",Issue : Sep 30, 1985, Rev. Dec 1, 2020, By AIRBUS S.A.S.

(6) Type-Certificate Data Sheet for V2500-A5, V2500-D5, V2500-E5 Series Engines. EASA, No. IM.E.069.

(7) Sagerser, D.A., Lieblein, S., Kerbs, R.P., Empirical expressions for estimation length and weight of axial-flow components of VTOL powerplants, NASA TM X-2406.

(8) Raymer, D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, AIAA (2006).

(9) A320, Aircraft characteristics airport and maintenance planning, Airbus, S.A.S., 2005.

(10) 李家賢一,航空機設計法,コロナ社（2011), ISBN 978-4-339-04619-9, P69-80.

(11) Lukasik, B., Turboelectric Distributed Propulsion system as a future replacement for Turbofan engines, ASME GT2017-63834 (2017).

(12) Iwasaki, Y., Himeno, T., et.al., Feasibility Study on Turboelectric System Based on Engine-Cycle Analysis and Fuel Consumption of Commercial Aircraft, Proceedings of IGTC2019, IGTC2019 Paper TuPM11.4.

(13) 浅子知昭，山中彰平，小沢寛二,エンジン重量とTSFCのトレードオフファクタの推算と民間機用エンジンの概念設計，第52回飛行機シンポジウム（2014), JSASS-2014-5165.

(14) 大島竜輝, 姫野武洋, 渡辺紀徳, 伊藤優, サイクル解析と重量推算に基づく電動化航空推進システムの性能評価, 第48回日本ガスタービン学会定期講演会（2020), No. B-1.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

特集：電動化とガスタービン

自動車用電動ターボチャージャーの技術動向

Technology Trend of Electrical Turbocharger for Automobile

小林 祐二*1
KOBAYASHI Yuji

キーワード：電動ターボチャージャー，燃料電池，モータ，インバータ，空気軸受，可変コンプレッサ
Key Words：Electric Turbocharger, Fuel cell, Motor, Inverter, Air bearing, Variable compressor

1．緒言

地球温暖化対策として，CO_2をはじめとした温室効果ガス削減の取り組みが世界各国で進んでいる。欧州では2030年の温室効果ガスの削減目標を60%（1990年比）とする方針を打ち出し，日本においても2050年までに温室効果ガス排出実質ゼロの方針を表明した。

自動車分野においては，排気ガス規制が年々厳しくなる中，内燃機関のみで走る自動車は減り，ハイブリッド車（HEV），プラグインハイブリッド車（PHEV）そして電気自動車（EV）に置き換わってきている。さらには，水素によって発電する燃料電池をエネルギー源とした燃料電池車（FCV）の開発も加速しており，自動車産業では「電動化」のみならず「自動化」「コネクテッド」「シェアリング」も合わせて，100年に一度の大変革期を迎えている。

近年ではCO_2の排出量は自動車からの排出量だけでなく，燃料の製造，自動車の製造，さらには廃棄，リサイクル時に排出されるCO_2まで考慮した，いわゆるLCA（Life Cycle Assessment）で評価される。そのため，バッテリーを積んだ電気自動車がCO_2排出量の点で優位とは言い切れず，内燃機関とモータを組み合わせたハイブリッド車がラインナップされ，その内燃機関の熱効率向上の技術開発も継続的に行われている。将来的には，地域や用途によって，これらの自動車はそれぞれシェアを獲得すると考えられ，燃料電池車においても，2030年以降から普及の拡大が期待されている。水素は様々な一次エネルギーから製造可能であり，また太陽光，風力などの再生可能エネルギーから水素を製造し貯蔵できるため，再生可能エネルギーの安定供給面の課題を解決し，その利用拡大にも繋がる。そして水素と酸素の反応は有害物質を発生させずに電気を生み出せることから，優れたクリーンエネルギーと目されている。この水素を燃料とするのが燃料電池自動車である。近年，複数の自動車メーカーが燃料電池自動車の販売を開始し普及が徐々に進んでいる。しかしながら，コスト面や水素ステーション不足などのインフラの課題もあり，本格的な普及にはまだ時間を要すると考えられている。一方で燃料電池自動車は，電気自動車の充電時間に比べ水素の充填時間が短い，従来自動車と変わらない航続距離を実現できるなど，ユーザーにとってもストレスを感じることなく受け入れやすい自動車である。そのため乗用車だけでなく，バス，トラック，フォークリフトなど，さまざまな車両に燃料電池が使われ始めている。

2．自動車用電動ターボチャージャーの役割

ターボチャージャーは，エンジンの排気ガスエネルギーをタービンで回収し，タービンと同軸上にあるコンプレッサでエンジンに圧縮空気を送る機械である。電動ターボチャージャーは，その回転軸にモータを内蔵し，ターボの回転上昇をモータによりアシストすることで，排気ガスエネルギーが小さいときでも，短時間でターボチャージャーを加速し過給圧を高めることが出来る。過給圧の上昇が早くなることは，エンジンや車両にとってアクセルペダル操作量に対するトルクレスポンスの向上につながり，ドライバビリティの向上と燃料消費率の削減という効果をもたらす。また，電動ターボチャージャーのモータは発電機としても用いることができ，排気ガスエネルギーが十分にあるときには発電した電気エネルギーをバッテリーに蓄えることが出来る（Fig. 1）。その電気エネルギーは再びモータでアシストする時に利用することや，他の電動デバイスに利用することが可能である。欧州で普及が始まっている48 Vマイルドハイブリッド車だけでなく，ストロングハイブリッド車，プラグインハイブリッド車など幅広い適用先が想定される。

電動ターボチャージャーは，燃料電池スタックに発電するために必要な空気を供給する機器としても活躍す

原稿受付　2020年11月27日
＊1　㈱IHI 車両過給機SBU 技術統括センター　開発部
〒235-0031　横浜市磯子区新中原町 1 番地
E-mail: kobayashi9705@ihi-g.com

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

る。内燃機関用のターボチャージャーとは異なり，コンプレッサを駆動するための主な動力源はモータとなるが，燃料電池スタックで水素と酸素を化学反応させ電気エネルギーを取り出した後に排出される排気ガス（湿り空気）のエネルギーをタービンで回収することで，空気を供給するために必要となる電動ターボチャージャーの消費電力を減らし，燃料電池システム全体の効率を向上させることができる。内燃機関用と燃料電池用とでは要求事項や使用環境が異なるため，それぞれに対応した製品開発が必要となる。

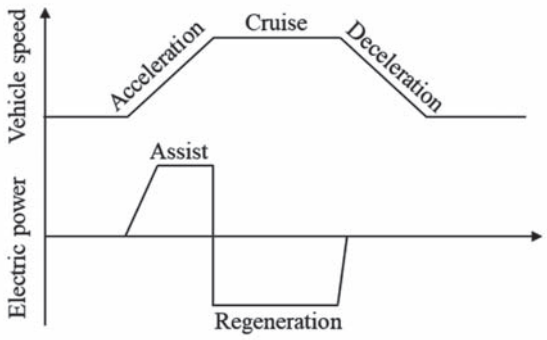


Fig. 1　Assist and regeneration by Electric Turbocharger

3．内燃機関用電動ターボチャージャー

IHIはガソリンエンジン向けにREF4形，REF55形，ディーゼルエンジン向けに可変容量タービン（VGS）と組み合わせたREV4形の電動ターボチャージャーを開発した[1]。Fig. 2にREF55形電動ターボチャージャーの外観，Fig. 3にインバータの外観，Table 1にはその仕様を示す。モータは表面磁石型同期モータ（SPMSM）を採用し，モータの誘起電圧からモータ位相を検出することで，センサレスでのモータ制御を可能とする。また軸受には加速性を高めるために，低フリクションのボールベアリングを採用している。モータが付いていない一般的なRHF55形過給機に対して軸方向の長さは+40mm程度であり，大幅なレイアウト変更なしで搭載が可能である。

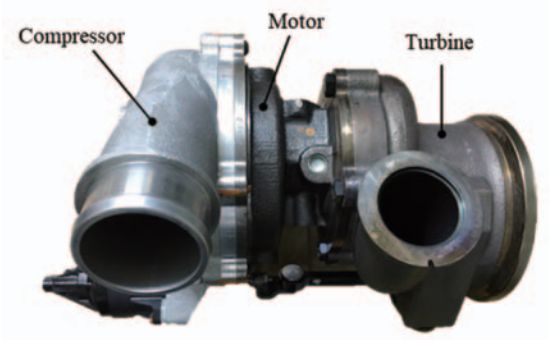


Fig. 2　IHI REF55 Turbocharger

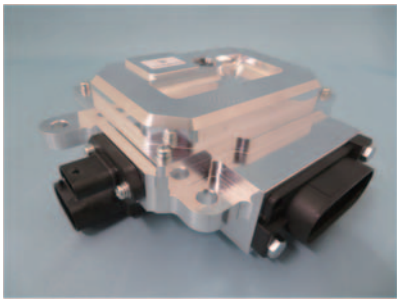


Fig. 3　Inverter for 48V system

Table 1　REF55 Specification

Max. Speed	165,000 rpm
Motor Rated speed	80,000 rpm
DC voltage	48V
Inverter Size W / D / H	197 / 147 / 83 mm
Control Interface	CAN

3.1　モータ技術

ターボチャージャーの最高回転数165,000 rpmに対して，モータは80,000 rpmまで最大トルクでアシストすることができ，それより高い回転数では，排気ガスのエネルギーが十分にあるため，モータによるアシストは減っていく。ターボチャージャーのモータは高速で回転する軸上に配置されるため，ロータダイナミクスの観点で小型・軽量のモータが求められる。そのため高磁力材料を適用できる表面磁石型同期モータを採用することで，出力密度をほかのモータ方式よりも高めている。また強度面でも，磁石の飛散防止のため外周にはスリーブを設けるが，比強度の高い材料を採用するとともに，負荷変動の大きい自動車用では金属疲労を考慮した応力設計が必要となる。IHIでは従来のターボチャージャーの寿命予測技術をモータ設計にも活かし，モータの信頼性確保に取り組んでいる。また，ターボチャージャーの回転数に合わせて高速での制御が必要なことから，インバータのスイッチングデバイスにはMOSFETを採用している。

3.2　加速性能

電動ターボチャージャーは自動車の加速直後の排気ガスのエネルギーが小さい時でも，モータで過給をアシストすることにより加速性能を向上させることができる。また排気ガスエネルギーが十分にある時でも過給圧をさらに高めることにより低速最大トルクを高めることができる。Fig. 4にはエンジン回転数1500rpmにおいて最大エンジントルク350Nmの90%に到達する時間（Time to Torque）について，一般的なウエストゲート（WG）

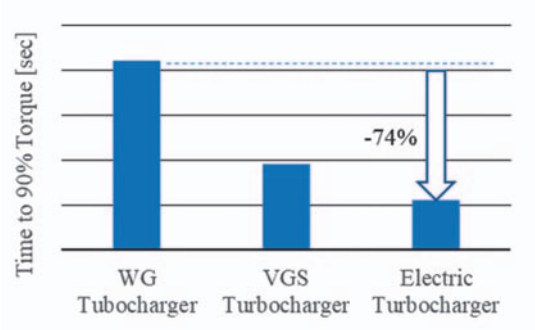


Fig. 4　Time to 90% Torque

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

を有したターボチャージャー，可変容量型（VGS）ターボチャージャー，電動ターボチャージャーで比較した結果を示す。モータでアシストすることで，ウエストゲートタイプのターボチャージャーに対して，応答速度は74%改善することができる。

3.3　電動ターボチャージャーによる電力回生

電動ターボチャージャーでは排気ガスのエネルギーをインバータを通じて電力として回収し，バッテリーに蓄えることができる。Fig. 5にREF55形ターボチャージャー，48Vシステムで電力回生した時のグラフを示す。回生電力はモータとインバータでの損失を加味した値となり，この時の発電出力は120,000 rpm時に3 kWになる。ターボチャージャーで回生するエネルギーは，エンジンの排気ガスのエネルギーであるため，エンジンの負荷が大きい時に大きな電力を得ることができる。そのため，自動車の減速時ではなく，高速巡行時などの排気ガスエネルギーが十分にあるときに回生することに適している。

また，電力回生時にはターボチャージャーの回転にブレーキ力をかけることができるため，これを利用して回転数を下げる時の応答性も向上させ，過給圧を素早く制御することも可能である。

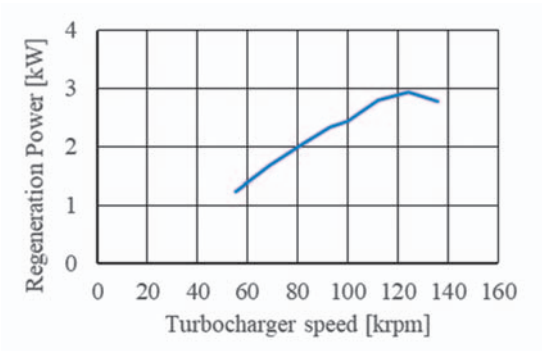


Fig. 5　Regeneration Power

3.4　ワイドレンジコンプレッサとの組み合わせ

電動ターボチャージャーでは，排気ガスエネルギーが少ないエンジン低回転の領域においてもモータによりターボチャージャーの回転数を上昇させ，過給圧を高めることが可能である。そのため，コンプレッサも幅広い領域で過給圧を高められるワイドレンジなものと組み合わせることで，電動ターボチャージャーのメリットを最大限に活かすことができる。

サージ側のレンジを確保し，効率を向上させる手段の一つとして可変コンプレッサがある[2]。産業用などではコンプレッサの負荷変動を制御するために可変インレットガイドベーン（VIGV）を適用するケースが多いが，機構が複雑なうえ，車両用の小型コンプレッサではVIGVの圧損低減が難しく採用されたことがない。IHIはインレットに流量を調整するためのシャッターを設けることで，同様の効果を得るシンプルな構造の可変コンプレッサを開発した。試作機をFig. 6に示す。サージ側の作動領域は元のサージ流量に対して30%以上拡大し，元のサージ流量点での効率は最大で6.5%pts向上した。現在はコンパクト・軽量化を進めるとともに，更なる性能の向上に取り組んでいる。

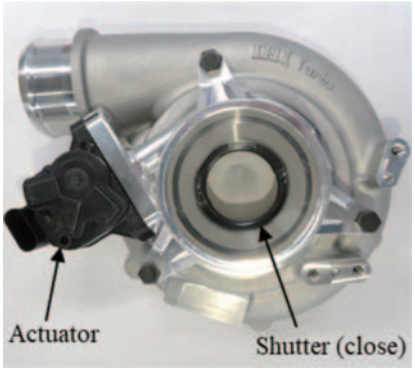


Fig. 6　Variable compressor

3.5　モータ冷却

ガソリンエンジン用ターボチャージャーでは，タービン側の排気ガス温度は1050 ℃に達し，コンプレッサ側の空気の温度はアプリケーションにもよるが最大で200 ℃に達する。REF55形電動ターボチャージャーでは，タービンとコンプレッサ間の距離は約200mmであり，その間にモータを設置するため，タービン，コンプレッサからモータへの伝熱を抑える必要がある。さらにはモータ自身も発熱するため，その発熱を抑えるとともに，モータで発生した熱は，冷却水に効率良く抜熱しなければならない。Fig. 7にモータを連続運転したときのモータ巻線付近の測温結果を示す。IHIではCHT（Conjugate Heat Transfer）解析を活用し，モータへの伝熱およびモータからの抜熱性能を最適化した。この結果，モータ巻線部の温度を約20 ℃低減させることができ，長時間の連続運転が可能となった。

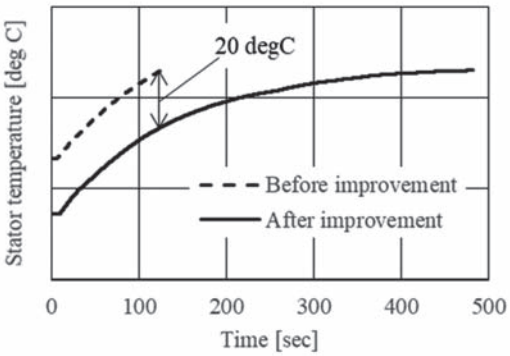


Fig. 7　Motor stator temperature

3.6　電動ターボチャージャーによる燃費改善

電動ターボチャージャーは，ドライバビリティの向上だけでなく，その特性を活かし，過給システムと組み合わせることで，エンジンの熱効率を高めることができる。IHIでは，電動ターボチャージャーに大容量のタービンを組み合わせた新たな過給エンジンコンセプトを提案し

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ている[3]。

近年では燃費を改善する技術としてミラーサイクルを採用するエンジンが増えている。圧縮工程よりも膨張行程を長くすることにより，より多くの動力を取り出し，エンジンの熱効率を高めることができる。一方で，ミラー化は吸い込む空気の量が少なくなり，同じ排気量で見た時にトルク，出力が減ってしまうため，同じ定格出力を保つには過給を強化する必要がある。すなわち，コンプレッサの圧力比を低速トルクの小空気流量域から定格出力の大流量域まで高く保つ必要がある。

一般的なウエストゲート付きタービンの場合，エンジン低速トルクと最高出力の性能はトレードオフとなってしまう。ワイドレンジに過給できる可変容量タービンを使うことで，そのトレードオフを補うことはできるが，さらに電動ターボチャージャーを使うことで，低速トルクと最高出力を両立させることができる。この場合，低速トルクはモータによるアシストで補うことができるため，タービンの仕様は，最高出力点を重視した大容量なものをマッチングさせることによりウエストゲートも廃止でき，従来捨てていた排気ガスエネルギーが有効活用できるとともに，タービンの効率も従来比で約５%向上させることができる。ウエストゲートを廃止したことで，他の方法で空気量のコントロールが必要となるが，IHIでは，LP-EGR （Low-pressure Exhaust Gas Recirculation）によってコントロールする手法について提案し，その効果をシミュレーションにより確認した。IHIではこの大容量タービンの電動ターボチャージャーおよびLP-EGRにより空気量をコントロールする過給コンセプトをe-xRと名付けている。

Fig. 8は2.0Lのガソリンエンジンを想定して，WLTCモードでのe-xRコンセプトの燃費改善効果をシミュレーションにより検証した結果を示したものである。それぞれのシステムは，そのシステムで燃費が最高になるように，ターボチャージャーの仕様の他，バルブタイミング等も最適化されている。従来のウエストゲート付きのターボに対して，電動ターボチャージャーを適用することにより，3.6g/km 改善することができるが，さらにLP-EGRを有効活用し，ウエストゲートを廃したe-xRコンセプトでは，11 g/km近く改善することができ，燃費改善のための有効な手段となり得ることが確認できた。

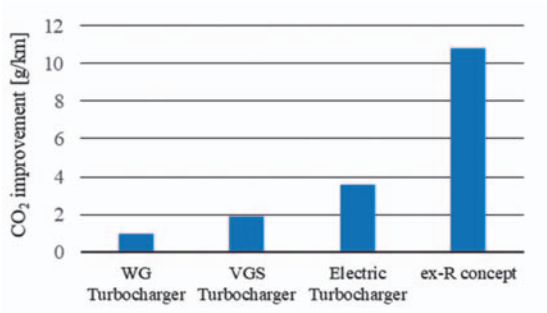


Fig. 8　CO_2 improvement

今後は試験を通じて実証していく。

4．燃料電池用電動ターボチャージャー

燃料電池用のコンプレッサとしては，以前は容積式のコンプレッサが使われ，IHIでもスクリュータイプのスーパーチャージャーが燃料電池車に採用されていたが，今回，遠心式コンプレッサを採用し，さらにタービンで燃料電池スタックの排気ガス（湿り空気）から動力を回収することができる燃料電池用の電動ターボチャージャーを開発した[4]。

燃料電池および電動ターボチャージャーのシステムの例をFig. 10に示す。ターボチャージャーとしては，内燃機関用と同様にコンプレッサ，タービン，モータおよびインバータで構成されているが，内燃機関とは違い燃料電池からの排気ガスのエネルギーが小さいため，コンプレッサの動力としては主にモータで賄い，タービンは補助動力としての役割を持つ。

Fig. 9に今回IHIが開発した電動ターボチャージャーの外観，Table 2にその仕様を示す。本製品は乗用タイプの燃料電池自動車に採用され，2018年に生産を開始した。

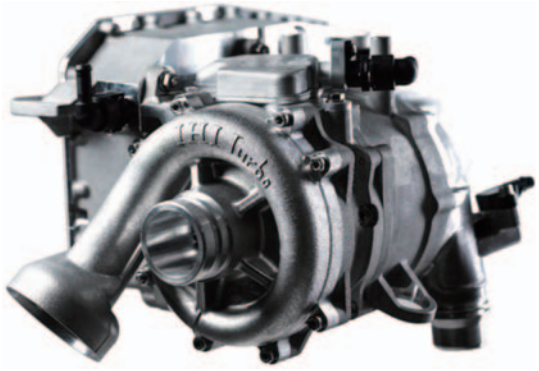


Fig. 9　Electric Turbocharger for fuel cell

Table 2　Specification of Electric Turbocharger for fuel cell

Maximum speed	100,000 rpm
Maximum pressure ratio	3.0
Maximum motor output	11 kW
Size W / D / H	525 / 295 / 250 mm
DC high voltage	250 - 450 V
Bearing type	Air bearing
Inverter	Integrated
Control Interface	CAN

4.1　コンプレッサシステム効率

自動車用には一般的に固体高分子形燃料電池（PEFC）が使われるが，供給される空気の過給圧を高めることで燃料電池の出力密度を高めることができ，近年ではコンプレッサの最大圧力比としては3.0程度が必要とされる。今回IHIが開発した製品では低比速度インペラと固定ベーン付きディフューザを採用し，作動点での高効率

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

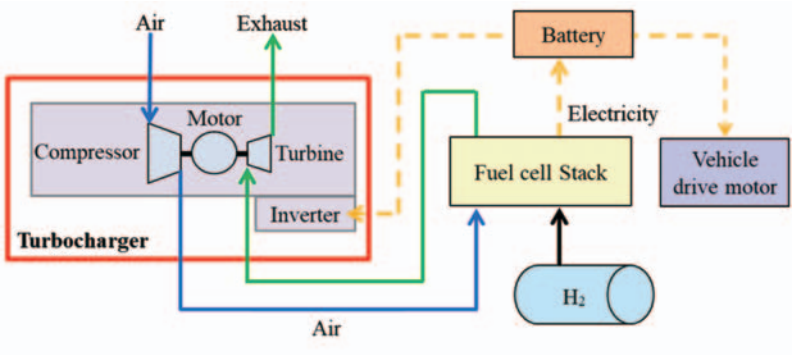


Fig. 10　Fuel cell system

化を図った。

タービンで回収できるエネルギーは，タービン入口圧力と温度に左右されるが，タービン入口圧力はコンプレッサで過給した空気のスタック内の圧力損失の大きさにより決まる。ここでは，燃料電池スタックの圧損として，タービン入口圧力はコンプレッサ出口圧力に対して，70%となると仮定し，コンプレッサのシステム効率は式(1)のように定義した。タービンでエネルギを回収することにより，タービン無仕様に対し作動範囲全域において約1.5 倍の効率が得られるようになり，燃料電池システム効率の向上に寄与することができる。これにより燃料電池の燃費向上，スタックの小型，軽量化に貢献した。

$$\text{Compressor system efficiency} = \frac{\text{Theoretical compressor power}}{\text{Inverter input power}} \quad (1)$$

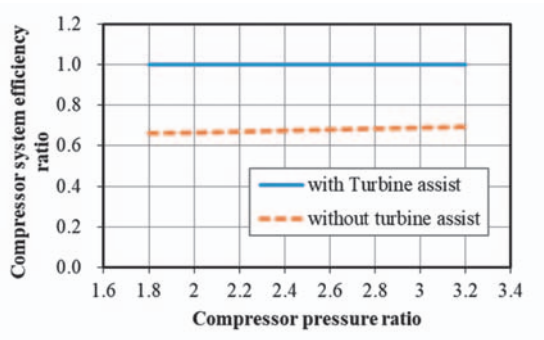


Fig. 11　Compressor system efficiency

4.2　空気軸受の採用

仮にターボチャージャーから油分が燃料電池スタックに到達すると，被毒によりスタックの性能は低下し，寿命を短縮させてしまう。このため，燃料電池自動車用のターボチャージャーでは通常のターボチャージャーで使用する油潤滑のベアリングを採用することが難しい。今回，IHIグループが長年培ってきた独自のフォイル式空気軸受を採用した。Fig. 12にラジアル軸受の構造を示す。この空気軸受は，振動荷重が空気膜を介してトップフォイルへ伝播し，トップフォイルとバンプフォイル，およびバンプフォイルと軸受ハウジングがそれぞれ擦れ合うことで振動エネルギーが消散されるため，高速回転でも安定して回すことができる[5]。Fig. 13には軸方向の荷重を受けるスラスト軸受の写真を示す。6 個のパッド面を有し，それぞれのパッドはラジアル軸受と同様に，トップフォイルとバンプフォイルから成り立っている。空気軸受の採用により，寒冷地であっても起動が可能，あるいは異物が混入しても運転可能など，高耐異物摩耗性を有している。また車載環境下でも連続的に運転できる高耐振動特性も有しており，燃料電池用過給機に求められるオイルフリー化を実現させた。

4.3　排気ガス中に含まれる水への対応

燃料電池スタックから排出される排気ガスは100℃以下であるため，タービン側に使われる材料はコンプレッサ側と同様にアルミニウムが使用される。一方で，燃料電池の排気ガス中には多くの水蒸気や水滴が含まれるため，タービンとモータは，このような水滴がある環境下においても作動できることが求められる。本電動ターボチャージャーは高速回転するオイルフリー回転機械のため，モータ軸にはリップシールなどのシール部品を使用できない。そのためモータ軸部から流入する湿った空気に対する耐絶縁性と外部からモータへの耐水性の確保が求められる。今回，モーターコイル製造プロセスやモールド充填プロセスなどの開発に取り組み，特殊な環境下においてもこれらの耐性を確保し，タービンによる動力回収を可能にした。また，モータ－インバータ間の気密性の確保も求められる。今回，これらを一体化させるためモータ－インバータ間の電気的接続部（モーターコネクター）で耐性を確保した。また，車載用のため外部からインバータへの耐水性も確保した。これによりパワーエレクトロニクスの信頼性を高めた（Fig. 14）。

4.4　静粛性

最近の自動車は車内の快適性・静粛性の要求が高くなっている。運転時の燃料電池自動車は従来自動車よりもいっそう静かな運転環境であるが，機器から発生する音への配慮がさらに求められる。本電動過給機は遠心式過給機のため，間欠流である容積式過給機に比べ低騒音（当社容積型過給機に対し-7 dB）であり，車内の快適性・静粛性の確保にも寄与している。

5．結言

自動車のCO_2排出量削減のため電動化が急速に進む中，ターボチャージャーに求められる機能，役割も変化して

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

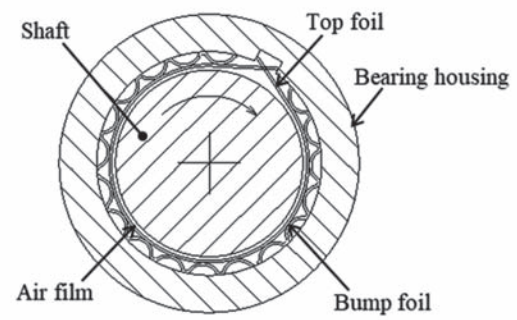


Fig. 12　Cross-sectional schematic view of radial air bearing [6]

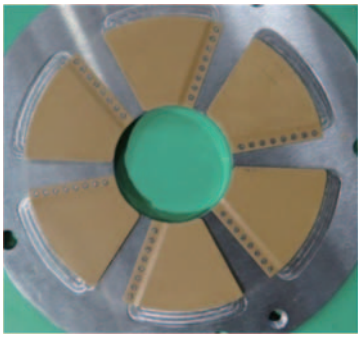


Fig. 13　Thrust air bearing

Fig. 14　High pressure water jet test

きている。その一つがターボチャージャーの電動化であり，IHIが持つ電動製品の特長およびそのメリットについて紹介した。

近年では内燃機関だけではなく，燃料電池車にも電動ターボチャージャーの適用が広がっており，モータ，インバータ技術だけでなく，空気軸受さらには制御，ソフトウェアなど必要とされる技術は幅広くなっている。さらに，電動ターボチャージャーを今後普及させるためには，ものづくり技術も合わせて，技術開発を進めていく必要がある。IHIは高速回転技術，そして電動化技術をもって，今後の低炭素社会の実現に貢献していく。

参考文献

(1)　山口論，IHI 製車両用過給機の技術動向，日本ガスタービン学会誌，Vol. 38, No. 6 (2010), pp. 383-388.
(2)　馬場隆弘，最新の乗用車用過給技術動向，日本ガスタービン学会誌，Vol. 46, No. 5 (2018), pp. 357-361.
(3)　Martin Rode, Tetsu Suzuki, Georgios Iosifidis, Tobias Scheuermann, Electric Turbocharger Concept for Highly Efficient Internal Combustion Engines, MTZ, 07-08/2019, pp. 120-125.
(4)　㈱IHI，持続可能なモビリティ社会の実現に挑戦する，IHI 技報，Vol. 59, No. 2 (2019), pp. 18-21.
(5)　㈱IHI，高速回転機械の電動化を支える要素技術，IHI 技報，Vol. 59, No. 2 (2019), pp. 42-47.
(6)　古野晃久，大森直陸，小型ターボブロア用フォイル式空気軸受の開発および性能検証，日本機械学会，Dynamics and Design Conference 2016，2016 年 8 月.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

報　告

特集：第48回定期講演会 報告

第48回日本ガスタービン学会定期講演会　全体報告

Report on the 48th GTSJ Annual Conference (Online)

渡邊 裕章*1
WATANABE Hiroaki

1．市民フォーラム

定期講演会の前日10月13日㈫，ガスタービン市民フォーラムを開催した。このフォーラムは，当学会の活動対象であるガスタービンおよびエネルギー関連技術について，学生や一般の方々に広く知っていただくことを目的としている。当初，定期講演会の開催地としていた周南市の徳山高専のご協力のもと，同校との共催事業として実施する予定であったが，定期講演会と同様に，新型コロナウィルスの影響によりオンライン開催とした。それでもなお，徳山高専の多大なるご協力により，徳山高専講義室と回線を繋ぐことにより，高専学生の参加を得ることが可能となった。

今回はオンライン開催のメリットを活かし，徳山高専以外の大学，高専，および関係企業にも広く広報を行った。その結果，参加者総計250名，うち学生93名という，近年まれに見る多数の参加者を得ることができた。運営にあたり，Zoomの双方向オンライン会議形式に加えて，YouTubeのストリーミング同時配信も実施することでZoomライセンス数を超える参加者も受講可能なシステムを構築したことが功を奏した。また，ネットワーク配信の品質を担保するため，事前に収録した講演動画を再生後，質疑応答に移る形式を採った。

今回の講演は，宮崎康伸氏（IHI）による「ジェットエンジンの製造技術の歴史と最新技術」であった。エンジン部品の製造技術の歴史から最新の開発動向まで，盛りだくさんの内容を学生・一般向けに具体的で分かりやすい説明が行われた。講演後には，極めて多様で活発な質疑応答が交わされた。大変多くの質問が寄せられたため，時間内に回答ができなかったものについては，後日事務局を通じて回答する措置を取った。これはチャット機能を使ったことにより履歴保存ができたことによる。以上，オンライン開催によるメリットを十二分に活かすことが可能となった市民フォーラムであったと言え，ガスタービン業界の将来を担う学生や若手技術者にとって，航空エンジンの基礎から最先端の技術開発にまで触れる大変有意義な機会になったものと思われる。

原稿受付　2020年12月２日
＊1　九州大学 大学院総合理工学研究院
〒816-8580　春日市春日公園６－１
E-mail: whiroaki@tse.kyushu-u.ac.jp

2．定期講演会

市民フォーラムに続き，10月14日㈬および15日㈭に，「第48回日本ガスタービン学会定期講演会」を開催した。定期講演会についても市民フォーラム同様，新型コロナウィルスの影響によりオンライン開催とした。運営は，Zoomの双方向オンライン会議形式で行った。一般講演および先端技術フォーラムについては，ネットワーク配信の品質を担保するため，事前に収録した講演動画を委員会が用意したネットワーク回線が安定している放送室から再生し，その後双方向の質疑応答に移る形式を採った。放送室は，独立したネットワーク回線をもつ主室と副室の２室を用意し回線トラブルに備えた。期間中何度か主・副切り替えを行う場面に遭遇したが，これにより致命的な回線断を避けることができた。前回から正式な企画として運営を始めた企業展示については，企業紹介ビデオを繰り返し再生する展示ブース室と，各出展企業担当者が来場者と個別に面談することが可能な個別ブース室を設定し，貸し出しを行った。結果として４社の出展を得た。

講演会の参加者は155名であった。例年と同等の参加者を得ており，コロナ禍におけるオンライン開催であることを考慮すれば，かなり多くの方々に参加して頂けたものと思う。

今回の講演会では１日目冒頭のセッションをプレナリーの基調講演，および２日目冒頭のセッションをパラレルの招待講演とし，各業界を担う有識者の方々にコロナ禍を踏まえた上でガスタービン業界の展望についての講演を頂いた。１日目の基調講演は，福泉靖史氏（三菱重工）による「ニューノーマルで加速するエネルギートランジションとターボマシーナリーに課せられた使命」であった。社会では既に始まっていた再生可能エネルギーを中心とする低炭素社会へのエネルギートランジションがコロナ禍により様々な技術変革とともに加速していくとの展望とターボ機械の重要性が示された。２日目の招待講演は，渡辺和徳氏（電中研）による「2050年を見据えた電力中央研究所における取り組み」，および秡川宏樹氏（JALエンジ）による「エアラインにおける環境への取り組み」であった。渡辺氏からは，火力技術開発の方向性として脱炭素社会の実現に向けた再生可能エネルギーとの共存や脱炭素燃料，資源循環の重要性が示された。秡川氏からは，エアライン各社はコロナ禍で極めて厳しい状況にあるなか，日々不断の努力で環境

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

性の向上に様々な取り組みを続けていることが紹介された。いずれの講演についても，ガスタービン業界に生きる技術者にとり極めて示唆に富むタイムリーな内容であり，有意義な企画になったものと思われる。

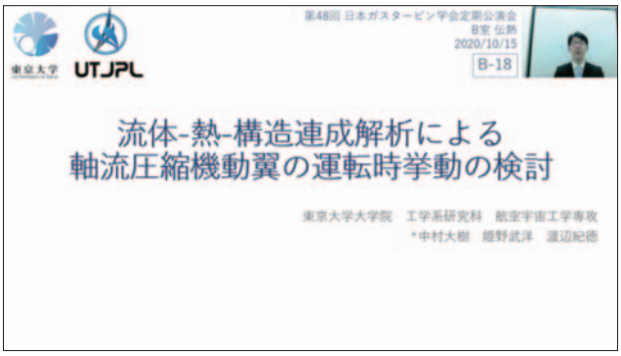
一般講演は45件の発表件数を集め，２パラレルにて運営した。その内訳は，材料：12件，空力：11件，サイクル・性能・システム：７件，伝熱：５件，燃焼：４件，蒸気タービン・対策技術：４件，および振動：２件である。近年，材料分野の発表件数が増加傾向にあり，今回初めて最も発表件数の多い研究分野となった。どのセッションにも多くの参加者があり，熱心な質疑応答が行われていた。

２日目最後のセッションでは，「脱炭素社会実現に向けた水素利用技術の動向」と題して，先端技術フォーラムが開催された。始めの講演会形式では，幸田栄一氏（電中研）を座長として，高木英行氏（産総研）から「水素社会実現に向けた戦略と動向」，谷村聡氏（三菱パワー）から「大型水素ガスタービンの開発」，藤森俊郎氏（IHI）から「アンモニアを燃料とする発電システム等の開発動向」，足利貢氏（川崎重工）から「国際水素サプライチェーンの構築とガスタービン発電での水素利活用」，小島孝之氏（JAXA）から「航空機の電動化および水素適用の動向」が紹介された。続く総合討論では，５名の講演者をパネリスト，幸田栄一氏を座長として，脱炭素社会の実現に向けたガスタービンの役割や技術開発の展望等を中心に議論がなされ，活発な意見交換が行われた。こちらの詳細は，本誌の別記事に解説されているので，参照されたい。

今回も，学生登壇者からのエントリーがあった20件の講演を対象として，学生優秀講演賞の審査が実施された。講演会１日目から２日目最後のセッションまで学生の発表が行われた関係で，審査委員会は２日目のプログラム終了後に開催された。厳正な審査の結果，福岡儀剛さん（関西大院，講演題目「高速応答型PSPを用いたタービン静翼フィルム冷却の非定常計測」）と中村大樹さん（東大院，講演題目「流体-熱-構造連成解析による軸流圧縮機動翼の運転時挙動の検討」）が受賞された。審査結果は学会webページを通じて発表された。表彰式が行えなかったため，発表スライド表紙とともに受賞者の写真を掲載する。なお，今回から審査委員の評価コメントを登壇学生へフィードバックする試みを実施した。評価コメントの多くは次世代の技術者を励ます温かい視点で書かれており，今後の研究活動に役立つことを期待したい。

今回の定期講演会では，特別講演，懇親会，および見学会の実施を見送った。次回の講演会ではこれら催しが実施できることを期待したい。

学生優秀講演賞：福岡儀剛さん（関西大院）



学生優秀講演賞：中村大樹さん（東大院）

３．来年度の開催

来年度の第49回定期講演会は，何とか例年通りの対面開催の実現を願い，福岡県福岡市での開催を目指して準備を進めている。開催日は2021年10月13日㈬と14日㈭である。また，見学会は翌15日㈮を予定している。次回定期講演会・見学会では，是非たくさんの方々に参加して頂き，face-to-faceの会員間交流を実現できることを祈っている。

謝辞

初めてのオンラインによる市民フォーラム・定期講演会の準備・運営には，知財管理から技術的課題解決に至るまで，極めて多岐にわたる専門的知見の集約が必要でした。また，コロナ禍の厳しい状況にも関わらず，基調講演・招待講演，先端技術フォーラムへのご登壇，講演論文投稿，参加登録，および企業出展等，大変多くの方々に多大なるご協力を頂きました。関係の皆さまに心より御礼申し上げます。

（学術講演会委員会委員長）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

報　告

特集：第48回定期講演会 報告

先端技術フォーラム「脱炭素社会実現に向けた水素利用技術の動向」

Advanced Technology Forum “Trends in Hydrogen Utilization Technologies for a Decarbonized Society”

幸田 栄一*1
KODA Eiichi

キーワード：脱炭素社会，水素，エネルギーシステム，ガスタービン，ジェットエンジン
Key Words：Decarbonized Society, Hydrogen, Gas Turbine, Jet Engine

1．緒言

コロナ禍でオンライン開催となった第48回定期講演会の先端技術フォーラムは「脱炭素社会実現に向けた水素利用技術の動向」をテーマとし，関連分野で活躍されている５名の講演者から最新の研究開発動向をご紹介いただくとともに，総合討論として活発な議論が行われた。

地球温暖化への対応やエネルギーセキュリティーの確保等の観点から，水素燃料の利用というアイデアは数十年前からあったものの，コストや輸送・貯蔵等の課題から，実現を懐疑的に捉える声も多かった。しかし，近年，ゼロエミッション化やさらにはビヨンドゼロを目指すという国際的な流れの中，日本政府は2017年に策定した水素基本戦略および第５次エネルギー基本計画で掲げた目標を確実にするため，2019年に水素・燃料電池戦略ロードマップを策定し，本格的に水素社会実現に向けて動き出した。このような背景のもとで開催された今回の先端技術フォーラムでは，先ず，産総研の高木秀行氏から水素社会実現に向けた国内外の動向および産総研における関連研究が紹介された。続いて㈱三菱パワーの谷村聡氏から大型ガスタービンにおける水素燃料導入に向けた動向が，㈱IHIの藤森敏郎氏からアンモニアを燃料とした発電システムの開発状況が，川崎重工㈱の足利貢氏から国際的な水素サプライチェーンの構築状況が紹介され，最後にJAXAの小島孝之氏から，航空分野における電動化および水素エネルギー利用技術の動向について紹介された。またこれらの講演に引き続き総合討論が行われた。

本稿では，これらの講演内容と総合討論の概要を報告する。なお，各講演に関する質疑応答の時間は特に設けず，WEB会議システムのチャット機能を用いて質問を随時受け付けるものとし，総合討論のみ質問者はチャットに名前を書き込み，座長から指名された質問者等がマイクをオンにして発言する形式とした。

原稿受付　2020年12月１日

＊１　（一財）電力中央研究所　エネルギー技術研究所エネルギープラットフォーム創生領域
〒240-0196　横須賀市長坂２－６－１
E-mail: kouda@criepi.denken.or.jp

2．講演

2.1　水素社会実現に向けた戦略と動向

水素関連の国内外の動向，および産総研における水素関連研究について紹介された。

⑴水素エネルギーに関する動向

水素をめぐる近年の動向について，日本のエネルギー政策に大きな影響を与えた東日本大震災およびパリ協定をキーワードとして，分かり易く説明いただいた。

2014年に策定された第４次エネルギー基本計画では，原子力に関する議論が中心であったが水素についても積極的に推進すべき技術として位置付けられ，同年，水素社会実現に向けた水素・燃料電池戦略ロードマップが策定された。この策定に向けた議論の中では，それまで省エネやエネルギーセキュリティー面が注目されていた水素について，脱炭素化に向けた有力な手段としての側面が重視された。また，2015年のパリ協定を受け，わが国では温室効果ガスを2013年度比で2030年度に26％減，2050年度には80％減という高い目標が設定された。この目標達成に向けた重要な手段の一つとして水素が位置づけられ，2017年には世界に先駆けて水素基本戦略がとりまとめられた。この中では，水素価格など具体的な目標が設定された。さらに2018年度に策定された第５次エネルギー基本計画では，水素社会実現に向けた取り組みが抜本的に強化された。また，日本の水素基本戦略策定後，独，蘭，EU，韓国など多くの国・地域で水素の国家戦略やロードマップが策定されるなど，世界的にも取り組みが本格化した。

⑵産業技術総合研究所において実施している研究開発の紹介

産総研および昨年度産総研内に設置されたゼロエミッ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ション国際共同研究センターの概要，および産総研における関連研究が紹介された。

SIPエネルギーキャリアのテーマの一つであるアンモニアについて，合成触媒の開発と実証試験を行い，水素製造からアンモニア合成，さらにアンモニアを燃料としたGT発電という一連の流れに世界で初めて成功した。また，炭化水素を活用した二酸化炭素を排出しない水素製造技術として，炭素を固体として回収するシステムを提案した。さらに，水素を原料としたメタン合成プロセスについて，触媒層の高温化とその影響評価，不純物の影響，反応速度制御法の探索を行っている。

2.2 大型水素ガスタービンの開発

三菱パワー㈱および同社のガスタービンの概要紹介に引き続き，水素燃焼技術の開発状況，海外で進めている水素GT関連プロジェクトが紹介された。

同社ではtype 1～3の燃焼器技術を持っている。拡散燃焼のtype 1は燃焼温度1400℃程度までではあるが水素専焼にも対応可能で，後述のMagnumのプロジェクトでもこれを使用する計画である。ドライ予混合のtype 2は水素燃料利用時にフラッシュバックの課題があるものの，混焼率30％まで対応可能であり，NOxも25ppmまでに抑えられる。現在は水素専焼，燃焼温度1650℃を目指したマルチクラスターのtype 3を開発中であり，2025年末までに実圧燃焼試験を行う計画である。

海外ではオランダのMagnum発電所（M701F,440MW×3系列）にて，1系列を2025年末に水素焚きに転換するプロジェクトに参画している。先ずはブルー水素でスタートし，段階的にグリーン水素に移行する計画である。また，米ユタ州で岩塩ドームの開発運営を行っているMagnum Development社の先進的クリーンエネルギー貯蔵事業に参加している。ここでは再エネ由来の水素を岩塩ドーム内に設けた空洞に貯蔵し，発電所などの需要家に供給することを想定しており，貯蔵エネルギー量は150GWhである。さらに，同じユタ州のインターマウンテン電力から，2025年に水素混焼（30％），2045年までに水素専焼を計画するプロジェクト向けに840MW級水素焚きJAC型GTを受注した。

2.3 アンモニアを燃料とする発電システム等の開発動向

水素のキャリアとして有力な候補の一つであるアンモニアを用いた発電システムの研究開発動向が紹介された。

世界が2050年実質ゼロに向けて動き出した中，日本にはカーボンフリー燃料の輸入が必要である。アンモニアはエネルギーキャリアとして優れた特性を持ち，既に製造，輸送・貯蔵インフラや利用ノウハウが利用可能である。燃料としての特徴は，発熱量は小さいものの十分に自立燃焼可能，燃焼速度が小さい，燃料中に窒素を含むなどがあげられる。

ガスタービンで採用可能なアンモニア燃焼方式として，ガス噴射方式，液体噴射方式，前処理方式があるが，ガス周辺装置が簡素化できるガス噴射方式を採用している。多段燃焼コンセプトにより，上流側で発生したNOをラジカルと反応させることで，低NOxを実現している。IM270ガスタービンを用いた実証試験では，混焼率25％までの試験を行い，発電効率は混焼率の増加につれて上昇した。拡散方式の方がNOxが低く，脱硝出口では10ppm以下，未燃分等は検出限界以下を確認した。

SIPプロジェクトでは，石炭火力でのアンモニア混焼について燃焼試験を行うとともに，100万kW級微粉炭火力で20％混焼した場合のFSを実施した。

社会実装に向けたシナリオ提言として，まず2025年までを目途にスピードと経済性を考慮して（既存インフラを活用して）早期に実現して世界をリードし，それ以降，持続可能なシステムを構築するため，ブルーからグリーンへの移行，より高効率な発電技術の導入を進めるのが効果的と考えている。

2.4 国際水素サプライチェーンの構築とガスタービン発電での水素利活用

液化水素を用いた国際的な水素サプライチェーンの実現に向けた取り組みが紹介された。

液化水素を選択したのはLNG船で培った技術が活かせるだけでなく，体積が気体の1/800と小さく液化の過程で純度が高められ，毒性がなくハンドリングが容易などの利点もあるからである。

サプライチェーンの早期実現に向け，安価で大量調達が可能な褐炭を用いたCO_2フリー水素チェーンのコンセプトを構築したが，将来的には再生エネルギー由来の水素に移行も可能である。

サプライチェーンは水素製造から輸送・貯蔵，利活用まで含む巨大なものであり，2030年に商用化することを目標に，日，豪政府および民間と協調して複数のプロジェクトを進めている。豪州ビクトリア州のラトローブバレーの褐炭を用いた水素製造プラントの建設が完了し，現在，試運転が行われている。また，水素液化・積荷設備も既に完成し，これから試運転が進められる予定である。1250m^{3}のタンクを2基搭載可能な液化水素運搬船も建造中で，2019年12月に進水式，本年3月に液化水素タンク搭載を終えた。2500m^{3}のタンクを備えた液化水素荷役基地も神戸空港島に建設を終え，試運転が進められている。利用技術については，大量消費が可能なガスタービン発電の実証を進め，世界で初めて市街地にて水素100％燃料によるガスタービン発電および水素由来の電力と熱の供給を実証した。さらにGT高性能化の実証事業も進めている。2018年度に実証を完了した水素ガスタービンでは水噴射方式の燃焼器を用いていたが，現在，ドライ低NOx燃焼器の実証を進めている。

2.5 航空機の電動化および水素適用の動向

航空分野における国内外の水素航空機の研究開発動向，航空機への水素適用に関する技術課題，およびJAXAにおける水素・電動航空機の研究が紹介された。

欧州ではMcKensey-エアバスとCleanSky2が2028年

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

までに短距離の飛行実証と小型機の認証取得を行うHydrogen-powered aviation計画を発表し，仏政府はCO_2ゼロ航空機開発促進のため，航空業界に3年間で1兆8千億円の支援を決定した。さらにエアバス社は水素エンジンや燃料電池適用も視野に2035年までにゼロエミッション航空機を事業化させる計画を発表した。

海外における水素適用研究では主に液体水素の利用を想定し，ジェットエンジンと電動推進の双方が検討されている。EUのENABLE-H2プログラムでは液体水素を利用したジェットエンジンサイクル研究と水素燃焼器の研究が行われており，NASAのCHEETAでは液体水素を利用した電動推進システムの研究が行われている。

JAXAにおける水素・電動化航空機の研究開発は航空機電動化コンソーシアムにおいて実施している。CO_2排出削減目標の達成には従来技術の改善やバイオ燃料の活用だけでは足らず，電動化や水素燃料の導入が不可欠である。単位座席km当たりのエネルギー消費は既に1を切るところまで来ているが，これを電動化によって2040年までにさらに30%削減することを目標にしており，そのためには推進系の熱効率×推進効率を43%向上させる必要がある。そこでJAXAではファンの多発分散化による推進効率向上と，複合サイクル化による熱効率向上を組み合わせたエミッションフリー航空機の構想を提案した。

水素航空機の課題のうち，JAXAでは熱効率向上に着目し，燃料電池適用に向けた研究を進めている。複合サイクルエンジンについては，現在発電実験を進めており，今後，燃料電池複合化による熱効率改善効果の実証や高速起動の試験を計画している。また，液体水素に対応した燃料電池の高速起動，低温起動の研究を進めている。

2.6　質疑応答

田口（JAXA）：市街地での水素ガスタービン発電を開始されているとのことだが，燃料の貯蔵は液化水素か。

足利：市街地でのガスタービン実証における燃料は，液化水素で運搬し，設備内に貯蔵している。

田沼（帝京大）：三菱パワー，KHIで水素・酸素燃焼GT実用化の計画はある。

谷村：三菱パワーでは水素酸素燃焼GT開発は今のところ行っておらず，計画もない。

足利：川崎重工では水素・酸素GTの技術的な検討は行っているが，実証などの計画は今のところない。

3．総合討論

総合討論ではチャットでの質問とともに，質問者が挙手ボタンを押し，座長の指名を受けた上でマイクをオンにして発言する形式も採用した。

田沼：90年代に実施されたWE-NETプロジェクトにおける水素燃焼タービンの開発では，技術的には非常に優れた成果が得られたが，これを引き継ぐような技術開発は行われている。

座長：水素・酸素燃焼ガスタービンについて高木さんから今の動きを紹介して頂けますか。

高木：水素・酸素燃焼について，実証段階ではないがNEDO事業として技術的な検討が開始された。まずは技術的な課題などを積み上げていく状況である。

田沼：WE-NETで国プロとして進めてきたこと，また，将来的にはゼロエミッションということになるとNOxが出ない水素・酸素燃焼が良いと考えて伺った。大きな流れとしては長期計画があるという理解で良いか。

高木：国プロとして計画が動いているという理解で良いと思う。

座長：谷村さんのご講演で，水素化について，再生可能エネルギーの変動に対応するには燃料化が重要という話がありました。おおもとの再エネが変動するので燃料製造設備の利用率も低くなると思いますが，燃料製造設備も含めたコスト低減について目途はありますか？

高木：エネルギーキャリアとしては，今回講演があったアンモニア，液化水素，ナショプロではメチルシクロヘキサン，有機ハイドライド，CCUに関連してメタネーションとある。トータルシステム導入研究の中でエネルギーキャリアの比較検討を行ったが，適材適所，長所短所があって一つに絞ることは難しい。それぞれで着実に技術開発を進めていくべき。コストは極端に高いということではないが，使う側からは安いエネルギーが求められる。コスト削減に向けて一つ一つの技術は重要であるが，一つが上手く行けばできることではなく，サプライチェーンから一気通貫で行う必要がある。再エネの場合は価格，稼働率など，様々な要素が複雑に絡み合うため，いろいろな人が連携して進める必要がある。現状のエネルギーコストは非常に安く，今すぐ勝てるとはいえないが，エネルギー基本計画でも環境価値を含めるとか，もっと掘り下げてカーボンタックスのような話もある。CO_2の制約の状況も見ながら引き続き技術開発，実証を進めていく。着実に目の前を見据えながら可能な範囲で進めて，徐々に拡大していくというストーリーと考える。

藤森：アンモニアについては，グリーンコンソーシアムや，例えば三菱商事で行っているサウジアラビアのガス田で作るアンモニアが一番安い。CCSと組み合わせて最初はブルーで導入して，徐々に再エネを入れていく。クレジットして認められるかが極めて重要で，認められれば最初の導入の見通しはある。逆にCO_2フリーのものしか認められないとなると最初のハードルは高い。

座長：キャリアは輸送する距離，貯蔵する時間，使用する規模に応じて決まってくると思いますが，谷村さんはどうお考えですか。

谷村：まずはブルー水素，設備の稼働率を考えると，今の石油化学などで使われている技術でCCSをすることがコスト的にも妥当な方法と思う。ゆくゆくは再エネにしていく。特にヨーロッパでその動きが大きい。北海の洋上風車は稼働率が高いので水電解装置などが安くなり，徐々に世界に広がっていくと考えている。特にEU

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

は再エネと水電解装置関連に大きな補助金，投資が見込まれる。水素を作った後の貯蔵は欧米でもキャリアが必要。ただし欧米には岩塩ドームがあり，天然ガスの備蓄等に使っている。岩塩ドームはキャリア変換せずに圧縮水素として貯蔵できる。規模も大きく，一つのドームで100万kW級の水素発電を専焼で4日分貯められる。そういった技術と組みながら再エネ，水電解装置を安くして行って，おいしいところを日本に貰ってくるというシナリオだと思う。

富永：各国でも複数のキャリアを検討しているか。

高木：アンモニアの補足ですが，昨年のIEAのレポートでアンモニアについて言及され，IEAの担当者もSIPの成果を注目しており，世界的にも有力なキャリアとなっている。一通りのキャリアの技術開発を見ている中で，キャリアを一番最初から真剣に考えているのは日本であると個人的には考えている。自給率を考えると国内の再エネだけで賄うのは理想かもしれないが，再エネの場所や系統，CCSの場所が必要となることを考えると，海外から持ってくるということになり，谷村さんのお話の通り何らかのキャリアにせざるを得ない。そういう国内の事情，非常に厳しい課題がある国だからこそ，キャリアの技術開発が進んでいて，国も含めて真剣に考えている，その結果として，世界をリードできているが，世界はキャッチアップしてきており，分野によっては逆転される。危機感をもってやるべき状況と思っている。

小島：航空分野で水素は既存のジェット燃料に替えることはできない，非ドロップイン燃料という扱いになっていて，インフラから航空機まで新しく作り直さなければならないということになるため，今までのジェット燃料から移行が楽なもの，かつCO_2の排出が少ないものが望まれる。純水素の飛行機は，エネルギー分野の水素適用とは時間軸が違っているが，航空分野ではCO_2を自動車産業の1/5位排出しているため，究極的な目標としては常に位置づけられている。

座長：水素社会という新たにエネルギーインフラを構築するには個別の技術だけではなく全体を考えないといけない。ご講演の中でも国内外の連携の話しがありました。最後に，このような中で学会が果たすべき役割，もしくは期待することを各講演者に順にお話し頂きたい。

高木：学会への要望，期待は二点あり，一つは連携である。本学会は水素を使う側だが，作る側の学会を含めて連携を引き続き進めて欲しい。今日講演頂いた企業の皆さんはサプライチェーン，一気通貫というシナリオをお考えで，学会の方も是非そういった動きを，他学会との連携も含めて進めて頂きたい。二つ目はそれを進める上で最も重要なのは人材ということ。水素だけでなく脱／低炭素化に向けた課題が多いので，取り組むことができる研究者，技術者を皆で一緒に育て行く必要があると思うし，そのような学生がいたら是非採用したい。業界を挙げて皆さんと一緒に全体を盛り上げて，国研として幅広い研究開発，シーズを産み出す，あるいは標準とか規格とか法的な課題にも皆さんと取り組んでいけたらと思う。

谷村：水素，アンモニアの団体はたくさんできてきている。このガスタービン学会はハードウェアの中身の話ができる貴重な場であるので，大学の先生も含めて情報交換，技術の紹介をやっていければよいと思う。他の団体だとメーカー同士で絶対中身を話さない感じになってしまうので，オープンにできればと思います。裾野を広げた水素やアンモニアの啓蒙活動というか，動きを広げていくためのきっかけになればと思っている。

藤森：人材で広く情報を共有して頂いて，ガスタービンの専門家の中から，国際的に情報を発信することが重要で，先ほどのSIPの成果の話もありますが，日本が国際的に情報の発信を継続するという意味では，メーカーだけでは明らかにダメで，産学連携して学の情報発信力は大きいので，そう意味で学会に期待している。

足利：学会には情報発信の面で期待しています。企業単位でもそれぞれに情報発信の努力はしているが，例えば，使うという部分ではガスタービンのメーカーや研究所のいろいろな方々が注目されている場で情報発信をしていく，それも日本国内だけでなく国際的な情報発信が重要と思っている。企業同士ではなかなか情報交換がし難い技術的な部分の情報交流，また，使うというガスタービンというアプリケーションに限らずに水素を利活用していく上では上流の部分が大事になってくるので，分野を超えた情報交流に期待している。

小島：講演の中で水素の利用は価格ではないという話もありますが，将来の水素の値段がいくらになっているかという話が議論の的になっている。税金やCCSの費用が含まれるのかというような常にわからないことがでてきているため，情報を常にアップデートして精度を上げていくということを学会というよりは公的機関にお願いしたいと思っている。

4．おわりに

水素利用技術に関する最新の動向を5名の方にご講演いただき，世界的にその実現に向けた動きが早まっていることが，あらためて感じられた。また，総合討論も含め，新たなエネルギーインフラ構築に向けた学会の役割を再認識することができた。今後も最新情報の収集や発信，情報交換の場として学会の場をかつようしていただければと思います。

謝辞

前例のないオンラインでの開催となった今回の先端技術フォーラムの準備段階から本番の開催までご尽力いただいた学術講演会委員会の皆様の労をねぎらうとともに，深く謝意を表します。また，ご多忙な中，最新情報を分かり易くご説明いただいた講師の方々，活発な議論を頂いた参加者の皆様に謝意を表します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

技術論文

航空機用エンジンナセルインレットの流れ場数値解析

CFD Simulation of Inlet of Aircraft Engine Nacelle

大庭 芳則[*1] OOBA Yoshinori
楠田 真也[*1] KUSUDA Shinya
平川 香林[*1] HIRAKAWA Karin
成勢 弘城[*2] NARUSE Hiroki
石井 達哉[*3] ISHII Tatsuya
生沼 秀司[*3] OINUMA Hideshi

ABSTRACT

For demands of lower specific fuel consumption and environmental impact of aircraft transports, turbofan engine development continues towards ever increasing bypass ratio engines. In designing higher bypass ratio engines, the larger fan diameter and nacelle size result in increasing of nacelle drag and weight. Short inlet and Slim-line nacelle are needed technologies to minimize the impact of larger fan diameter on nacelle aerodynamic performances and weight in the future civil aircrafts. However, Short inlet may reduce internal diffusion capability and increase risk of fan inlet distortion due to occurrence of boundary layer separation on inlet surfaces. The flow phenomena that occur in nacelle inlet are investigated using a small rotating fan test rig in JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) and the pressure data on the inlet surface were acquired on different conditions. Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation validated by the data predicted the effects of short inlet on boundary layer development on internal surfaces.

キーワード：ターボファンエンジン，ナセル，ショートインレット，ファン回転試験，ディストーション
Key words：Turbo fan engine, Nacelle, Short Inlet, Fan Rotating Rig Test, Inlet Distortion

1．緒言

近年，民間航空機用エンジンの性能向上方法として高バイパス比化による推進効率の向上に加えて，エンジンを囲うナセルについても外部抵抗の低減やインレットの軽量化により，推進システム全体として性能向上を図る設計が取り入れられている。具体的には，ナセル外部形状をより薄くするスリムラインナセル（Slim-line nacelle）化はナセル前面のラム抵抗や造波抵抗を低減することや，ショートインレット（Short inlet）によりインレットリップからファン動翼までの距離を短縮化することはファンに流入する境界層厚さを極力小さくして壁面摩擦抵抗を低減することに寄与する[1]。構造的な観点でも短縮化によりインレット部を軽量化してエンジン燃料消費（Fuel Burn）を軽減することに繋がる。一方，ショートインレットを適用する場合のデメリットとしては，インレット全長が短くなることで，インレットスロート面とファン前面とで作られるディフューザ部の軸方向距離に対する減速率が大きくなることで壁面境界層厚さが増加することや境界層剥離が発生してかえってインレットの総圧回復率を悪化させるリスクがある。また，境界層剥離によって発生した渦がインレットディストーションを増大させて，偏った流れ場をファン動翼が吸い込むことで，ファンおよびエンジン作動の健全性が損なわれる恐れがある。このことから，ナセルインレットの空力性能向上やファン動翼への影響を詳細に捕らえるために国内外の研究機関で研究が行われている。Hallらは地面を模擬した小型ファン回転試験装置を用いて横風条件下においてリップ近傍で発生する境界層剥離流れを捉えることとその剥離―再付着のヒステリシス性について実験的な研究を行った[2]。成勢と石井らは基礎的な試験検証として地面付きの小型ファン回転試験により，地上とインレットの距離が変化した場合のインレット壁面静圧の変化を実験により評価した[3]。インレットの流れ場は流入する外部空気の角度・流速や地上面の渦発生が強く影響を与えることから数値流体解析（CFD：Computational Fluid Dynamics）による高精度予測にはまだ課題がある。Murphyらは基礎的なインレットダクトに地上面を設けた試験データを用いてCFD解析のインレットディストーション予測の検証を行った[4]。Yadlinらは実際に機体や主翼にエンジン搭載された状態を模擬したCFD解析により地上および機体側面から発生する渦構造がインレットにより吸込まれる現象を予測したが，解析の検証は行われていない[5]。

原稿受付 2019年10月10日
査読完了 2020年12月３日
＊1 ㈱IHI
〒196-8686 昭島市拝島町3975-18
＊2 東京理科大学 工学研究科 機械工学専攻
〒125-8585 葛飾区新宿６－３－１
＊3 宇宙航空研究開発機構（JAXA）
〒182-8522 調布市深大寺東町７-44-１

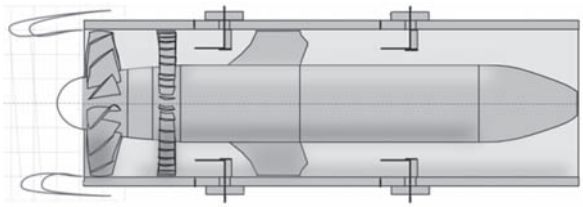
Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

本研究では，成勢・石井らが実施したJAXA小型ファン回転試験で取得した計測データを用いてCFD解析の予測精度を検証した上で，航空機エンジン用ナセルインレットの２形態に適用して取得した試験データとCFD解析を比較しつつ，発生する流れ場現象の把握を行った。

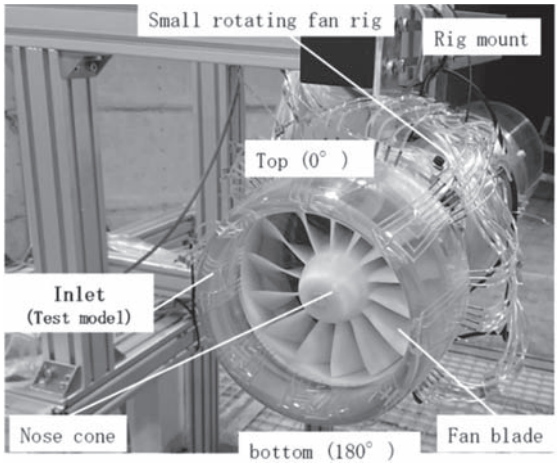
２．小型ファン回転試験装置

Fig. 1 (a)に本研究で用いたJAXA小型ファン回転試験装置の断面図を示す。ファン動翼と静翼を直管ダクト内に有しており，モータ駆動により9,000rpmまでを無段階でファン回転数制御できる装置で，ファン動翼の上流はインレットを換装できる。インレットは全周の内壁面に設けた複数の静圧孔とインレット後方の静圧計測チューブとを繋ぐように計測ラインを壁面内部に設けており，3Dプリンタで樹脂を用いて製造した。試験装置はトップ側（周方向０°位置）から固定架台により空中に吊られており，インレット入口と地面や試験室壁面との距離を離すことで壁面の影響を極力低く抑える様に配置した。

試験装置はJAXA無響風洞中央部に搭載されており，外部空気流は無い状態でファン動翼を回転させてインレットを通過する流れ場を形成した。ファンを通過した空気は静翼後方の直管ダクトを通じて排気ジェットとして十分広い無響風洞後方に噴射され，インレット周囲には影響の無いようにした。試験条件の設定は，無響風洞外の計測室から予め指定したファン動翼の回転数になるように制御する方法を用いた。



(a) Cross section of fan rig



(b) Setting of experiment rig

Fig. 1　JAXA small rotating fan rig

３．インレット形状

本研究では，インレット形態による流れ場への影響を把握する為にベルマウスインレットと，実機形状に近いインレット（ナセルインレット）をファン回転試験に供試し内壁面の静圧データを取得した。ベルマウスインレット計測データを用いてCFD解析結果の予測精度検証と基本的なインレット流れ場の把握を行った上で，ナセルインレットの標準的形態（ノミナルインレット）とインレット長を短縮した形態（ショートインレット）の２形態を製作し，試験データの取得とCFD解析による流れ場の比較を行った。

3.1　試験条件

今回の試験計測では4,000rpm，6,000rpm，9,000rpmを設定し，全ての回転数においてベルマウス及びナセルインレットの試験データを取得した。本報告では9,000rpmの条件での試験結果の分析とCFD解析との比較を示す。無響風洞内圧力はインレットから十分離れた場所で計測した。実機エンジン相当のファンチップ周速を基準とした場合，ファン回転試験装置に搭載したファン動翼の定格の回転数は約29,000rpmとなることを動翼単体のCFD解析で推定しており，9,000rpm条件はファン作動上のアイドル条件に相当する。将来的に定格条件に近いや地表面影響のデータ取得に向けて，本報告では，ナセルインレット流れ場の把握の確認段階として，低流量条件でのインレットCFD解析と試験計測方法について説明する。

3.2　ベルマウスインレット

Table 1にインレットの概略寸法を，Fig. 2に外部形状を示す。ベルマウスはファン動翼及び下流側モータ軸を中心に軸対称形状となっている。インレット長はファン動翼前方のAIP（Aerodynamic Interface Plane）とベルマウスリップ先端までの距離とした。静圧計測位置は最上流位置をST1として順番に番号を設定して，周方向等間隔16位置で軸方向に10点（ST1 ～ ST10）の合計160点の静圧データを取得した。ここで，AIPはインレットとファン動翼との間に設定される断面であり，インレット形状および外部空気環境（地面効果，横風条件）が作る流れ場がファン動翼にどのように流入するかを切り分けている。本研究のCFD解析ではファン動翼直前の軸方向断面をAIPとした。

3.3　ナセルインレット

実機エンジンが航空機に搭載される場合，主翼や機体胴体に対する相対位置や飛行状態を考慮してナセルインレット形状が設定される。主翼の静圧場や機体胴体の境界層厚さによりナセルインレット近傍の流れ角度が変化することや，ナセルインレット前面投影面積によって作られるラム抵抗を極力抑える必要があることから，ベルマウスインレットに対してナセルインレットのリップ形状は薄く先端の曲率が大きくなっている。小型ファン回転試験装置のファンケーシング径に合わせて，インレッ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ト入口リップ径（ハイライト径），スロート径を設定して，Table 1に示されているナセル形状を用いてスケールしたインレット形状を設計した。L_{inlet}/D_{fan} は代表的なナセル形状を参照して0.5とした。ショートインレットは，ノミナルインレットとスロート半径位置とAIPの直径を同じにして，L_{inlet}/D_{fan}=0.35となる形状を設計した。主翼の下に搭載される航空機エンジンの場合，巡航条件を飛行中に主翼上下面の静圧差が主翼前縁の上流の流れ角度を変化させる効果（UPWASH）と機体姿勢に迎角がある為，搭載されたエンジン軸に対して流入角の付いた状態で外部空気が流入する。このため，インレット面に対して極力真っ直ぐに外部空気を取り込めるように考慮して，一般的にナセルインレットにはインレット面を3°～5°傾ける様にトップ側よりもボトム側のリップ先端が後方にシフトする角度（ドループ角度）が適用される。本研究では，ドループ角度は5°に設定した。壁面計測は周方向等間隔の8位置で軸方向に7点（ST1～ST8）の合計56点の静圧データを取得した。静圧計測位置は最上流位置をST1として順番に番号を設定した。

Table 1 Schematic geometry of inlets

Parameters	Bellmouth	Nacelle inlet	
		Nominal	Short
L_{inlet}/D_{fan}	0.87	0.5	0.35
$(R_{hi}/R_{th})_{top}$	1.36	1.11	1.11
$(R_{hi}/R_{th})_{bottom}$	1.36	1.16	1.16
α_{droop}	0°	5°	5°

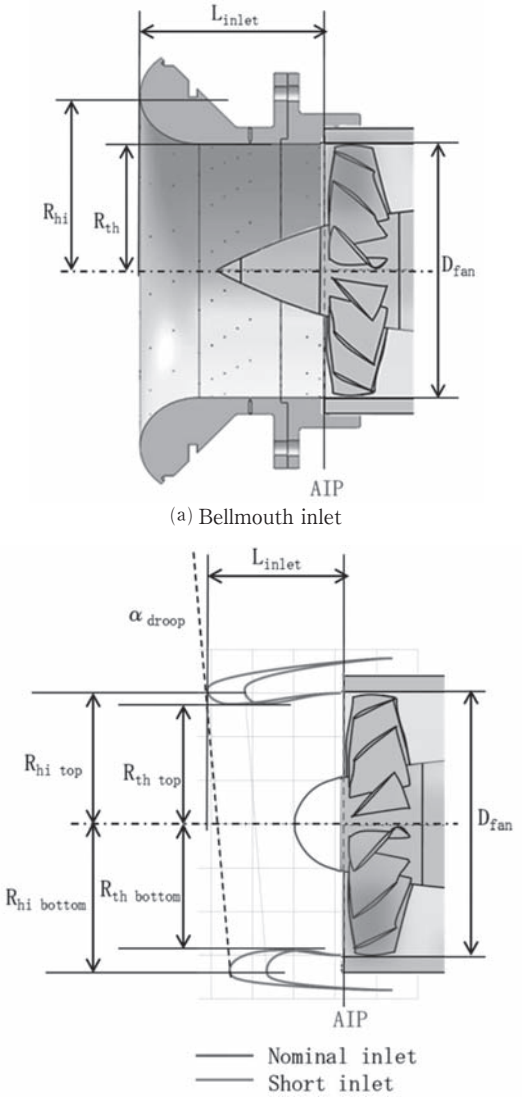
L_{inlet}：インレット長（ナセルリップ先端～AIP）
D_{fan}：ファンケーシング径（150mm）
R_{hi}：インレットリップハイライト半径
R_{th}：インレットスロート半径
α_{droop}：ドループ角度
ハイライト：インレットリップの最上流位置

4．解析モデルおよび数値解析手法

4.1　解析モデル

ナセルインレットのCFD解析モデルをFig. 3 (a)に示す。インレットとノーズコーンを組み合わせた形状として，ファン動翼を模擬しない静止部壁面のみの解析モデルとした。これは，今回実施したインレット内部の流速は比較的低く，ファン動翼は亜音速で作動することと，ファン動翼を有する試験結果と静止部解析結果と比較することで，ファン動翼がインレットに与える影響の範囲を把握することを目的とした。インレット後方は，インレット内の静圧分布が一様となるところまでファンダクトを下流側に延長することで，出口境界がインレット流れ場に与える影響を極力小さくした。また，インレットが外部空気を吸込む様子は，地面の有無や横風流速／角度など外部領域の流れ場によって大きく左右されることが知られている。静止空気中にインレットがある場合，インレットの前方の流管が縮流しながらインレットに取り込まれ，リップの後方および側方からの空気もインレットに吸い込む。外部領域の境界位置をインレットリップから半径7×D_{fan}とし，後方に2×D_{fan}の長さ分の外部領域の後端面を設定した。前方は境界形状が流れ方向に影響しないように軸方向2.5×D_{fan}前方に7×D_{fan}の半球形状となる範囲を計算領域とした（Fig. 3 (b)参照）。

また，ベルマウスおよびナセルインレット形状はトップ位置を中心として左右対称の形状を有しており，流れ場構造も左右対称となることから計算リソース削減の為，トップとボトムを結ぶ中心断面に対称境界条件を設定して180°セクタの計算領域とした。全体的な計算格子セルは六面体セルで構成し，壁面に沿って4層の境界層レイヤーを設定して126万セルの計算格子点数を用いた。



(a) Bellmouth inlet

(b) Nacelle inlet

Fig. 2 Comparison of inlet geometry

4.2　境界条件

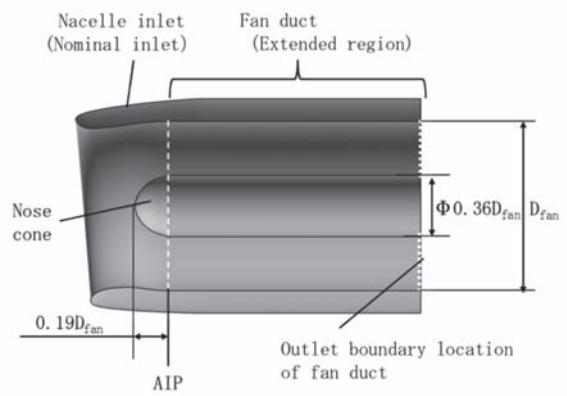
本CFD解析では，JAXAファン回転試験とは異なり，ファン動翼を模擬しないダクトのみを計算対象としていることから，インレット後方のファンダクト出口面の静圧を低く設定して，インレットが外部空気を吸い込む流

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

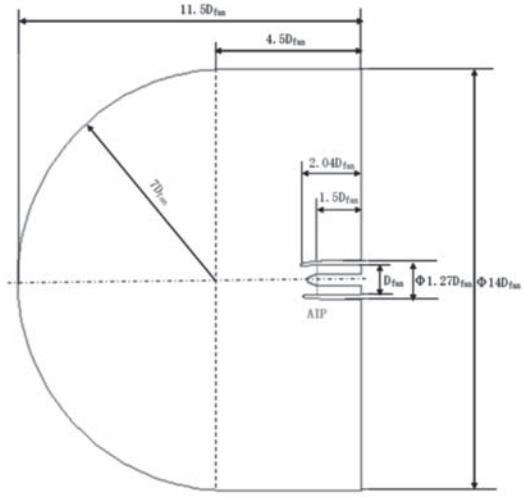
れ場を模擬した。ファンダクト出口境界での静圧は，スロート位置での計測静圧データと整合するように一様な静圧分布を与えてレベルを調整し，AIP位置で大きなズレが生じないかを確認した。境界条件をTable 2に示す。

Table 2 Boundary conditions

Inlet	Non-slip adiabatic wall
Nose cone	Non-slip adiabatic wall
Fan duct	Non-slip adiabatic wall
Far field	Standard atmosphere, Static pressure
Fan duct exit	Adjusted static pressure to fit to experiment Cp level.



(a) CFD model（Nominal Inlet）



(b) Computational region

Fig. 3 Computational model

4.3 CFD解析手法

外部空気が静止している場合，インレットリップ上流の幅広い遠方場の領域から吸込むため，インレットリップを後方からも回り込む流れ場が形成される。リップの形状に沿って吸込まれる際に局所的にはマッハ数0.3を超える場合があることから，圧縮性流体の解析が必要となる。本研究では汎用ソフトANSYS Fluentを用いて，定常圧縮性流体RANSによるCFD解析を行った。リップ先端近傍での圧縮性による現象が発生するケースも想定して離散化手法にAUSMによる計算の安定化をした[6]。Table 3に解析の詳細を示す。乱流モデルにはRealizable k-ε乱流モデルを用いて，壁面最小格子幅により壁関数と粘性低層の解像を切り替える拡張型壁関数を用いた。

Table 3 Numerical Scheme

CFD code	ANSYS Fluent
Fluid	Compressible air flow
Scheme	Steady，Density-base，implicit
Discretization	AUSM 2nd-order
Laminar viscosity	Sutherland law
Turbulence Viscosity	Realizable k-ε turbulence model + Extended wall function

5．CFD解析結果

5.1 ベルマウスインレット形態

Fig. 4にベルマウスインレットのCFD解析結果をファン中心断面でのマッハ数コンター図で示す。外部空気はインレットリップを回り込み，加速されながらリップ形状に沿って流れ込む様子が予測されている。加速された流れはノーズコーンにより流路面積が狭まるため更に加速されてファンダクト出口に到達する。局所的に見ると，インレットリップと直管部が接続されるスロート位置近傍で局所的な加速―減速があり，インレット外周の境界層がダクト内で成長する様子が観察できる。

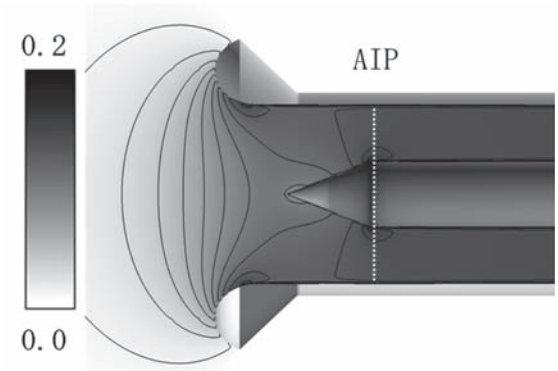


Fig. 4 Mach number contours of Bellmouth inlet

CFD解析結果の予測精度を確認する為に，JAXAで実施した小型ファン回転リグの壁面静圧計測データとの比較を行った。計測試験では，インレットリップ先端からファン動翼入口までの軸方向位置で壁面全周位置に静圧孔を設けており，得られた各計測位置の静圧をスロート部静圧（Ps_{th}）と大気圧全圧（P0）で無次元化を行い静圧係数（Cp）を求めた。Cpの算出を式(1)に示す。

$$Cp = \frac{Ps - P0}{P0 - Ps_{th}} \tag{1}$$

Fig. 5に示す静圧分布から分かる様に，インレットリップからの急加速により減圧された流れ場はスロート

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

近傍で最も静圧が低くなり，スロート部直後で急減速した後に再度ノーズコーンにより流速が徐々に加速することでダクト内の静圧が下がる様子が試験データで確認できた。試験データとCFD解析結果との良好な一致が得られており，インレット内の静圧分布を予測可能であることが示された。ファン回転リグ試験とファン無しのCFD解析結果の両者で静圧分布が良好に一致することから，本試験形態のチップ周速が亜音速となるファン作動条件においては，ファン動翼が上流側の流れ場に与える影響は少なく，ダクト単体CFD解析でインレットの流れ場を予測できていると言える。ここで，試験データではスロート位置（ST4）と直後の計測点（ST5）では静圧レベルはほぼ同じであるが，ST6では静圧が上昇し後でAIPに向ってゆっくりと静圧が低下している。このST4とST5で静圧がほぼ一定でST6で急上昇する現象は，スロート部を境に加速流から減速流に変わるポイントであるため層流剥離が発生して，剥離の直後で境界層が乱流遷移して再付着により剥離泡を形成することで圧力回復する場合に特徴的に見られる[7]。CFD解析ではリップ前縁から乱流境界層が発達するとした解析手法を適用していることから，試験データのST4とST5で見られる剥離泡を再現できず静圧分布に違いを生じていると考えられる。

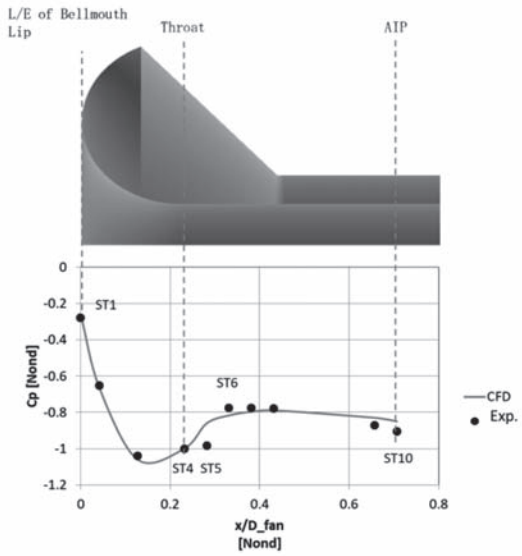


Fig. 5 Cp distribution on Bellmouth internal surface

5.2　ナセルインレット形態

Fig. 6にフライト形態でノミナルインレットが上流空気を吸込む様子について流跡線で示し，Fig. 7にインレット中心断面のマッハ数コンター図を示す。地上静止条件ではインレットリップ径よりも広い上流領域の流れがナセルインレットに吸込まれる様子が分かる。吸込まれる領域の外周にある流線は一度インテーク入口より後方に回り込んでからインレットの外部形状に沿って上流側に逆流した後，再度軸方向に流れを変えるので，インテークリップ先端では局所的に流れ方向と流速が大きく変化する現象が発生する。ベルマウスインレットと異なる点としては，インレットリップの曲率が大きくなっているので，リップ先端からスロート部までの局所的範囲で急加速の程度が大きくなっており，マッハ数0.2以上の領域が発生している。

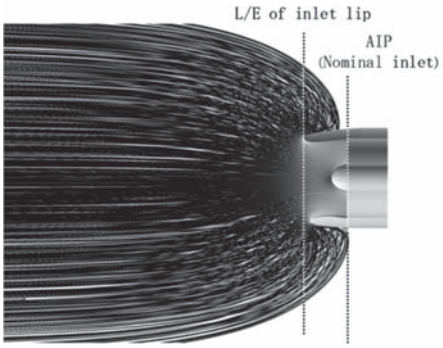
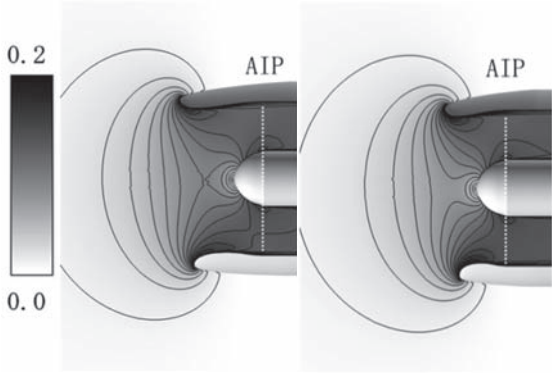


Fig. 6 Stream lines of nacelle inlet（Nominal inlet）

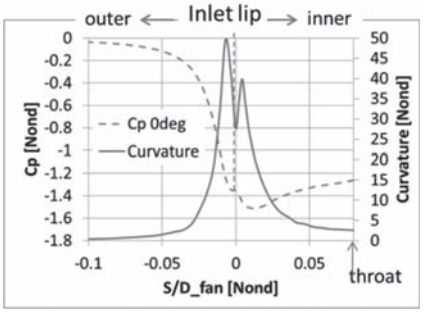


(a) Nominal Inlet　(b) Short Inlet

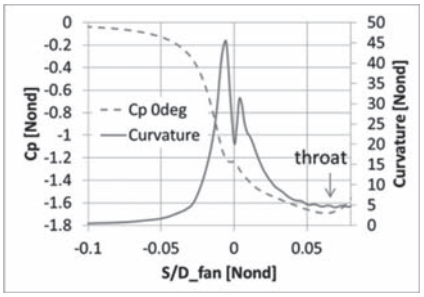
Fig. 7 Mach number contours of nacelle inlet

Fig. 8にトップ位置（周方向0°位置）でのノミナルインレットとショートインレットの曲率とCpの分布を示す。図中，Sはリップ先端を起点とした壁面距離を表す。ノミナルインレットは，リップ外側から曲率が増加してリップ先端で最大となり，その後にスロート位置に向けて小さくなる。リップ先端での曲率の変化は大きいので，リップ先端での流れの回り込みにより流れが加速してCpが最小となる。一方，ショートインレットはリップ先端での曲率はノミナルインレットよりも小さくなっており，外側からリップまでの曲率の変化が若干緩やかになっている。更に，リップ先端からスロートまでの範囲でノミナルインレットよりも緩やかに曲率が減少する為に，Cpが最小となる箇所がスロート位置に移動する。この様に，長い距離で流れが加速されるため，Cpの最小値はノミナルインレットよりも小さくなることが判る。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.



(a) Nominal Inlet



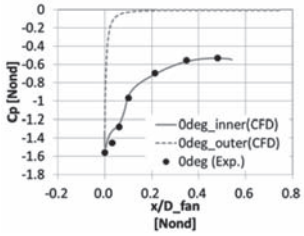
(b) Short Inlet

Fig. 8 Curvature and Cp around nacelle inlet lip

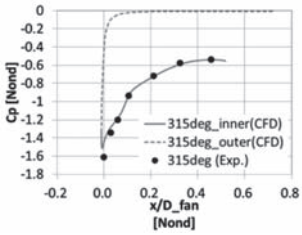
5.3 壁面静圧分布比較

インレット内部の流れ場を検証する為に，Fig. 9 にノミナルインレットの全周位置での内壁面のCp分布データとCFD解析結果の比較を示す。図中，各周方向位置でのリップ先端（ST1）を基準としてファンケース直径で無次元化した軸方向距離（X/D_{fan}）で表した。Fig. 7のマッハ数コンター図で見られるように，リップ先端での急加速によって上流側で静圧が局所的に低くなり，ファン動翼入口に向かって静圧が緩やかに上昇する特性が得られた。周方向45° 位置と315° 位置のリップ先端のST1位置で試験結果に比べてCFD解析結果の局所的なピークは小さく予測されていることの違いはあるが，その他の周方向位置では局所的なピークも含めて試験結果で得られたCp分布を良好に予測する結果であり，全体的には高精度の予測が出来ている。図中スロート位置（ST4）からAIP（ST7）ではCFD結果と試験データとは一致しており，CFD解析の様にインレット内壁面で大きな境界層剥離や逆流は試験において発生していないと言える。

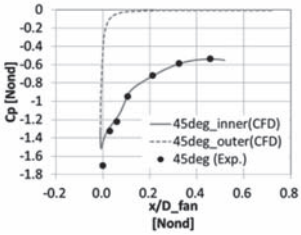
Fig. 10にショートインレットのCp分布を試験データと比較した結果を示す。ここで，試験データはほぼ左右対称であることから，0° ～ 180° の範囲のみを示す。ショートインレットでも，ノミナルインレットと同様にリップ先端付近（ST1 ～ ST3）での局所的な静圧低下領域が試験データから観測される。Fig. 9で説明した通り，Cpの最小値のレベルは，最小位置がスロート側に移動することでリップからスロートまでの距離が長くなる影響により，ノミナルインレットに比べて若干低くなっている。更に，静圧が最小値となる箇所からAIP位



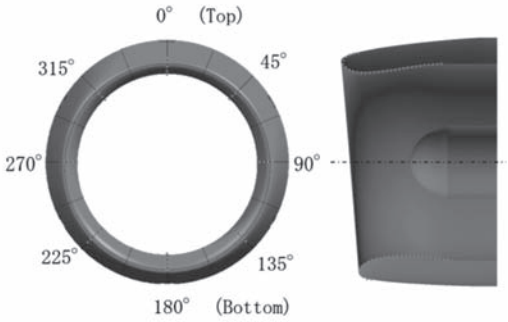
0° location（top）

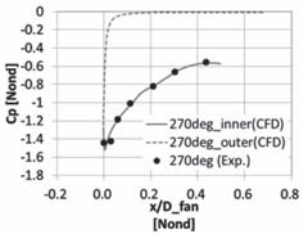


315° location

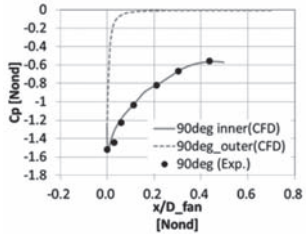


45° location

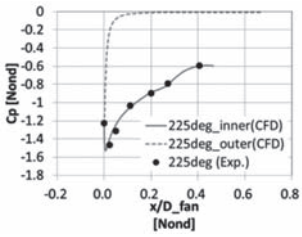




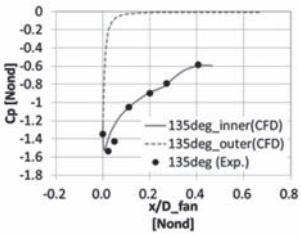
270° location



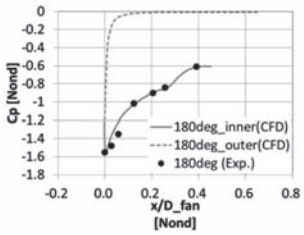
90° location



225° location



135° location



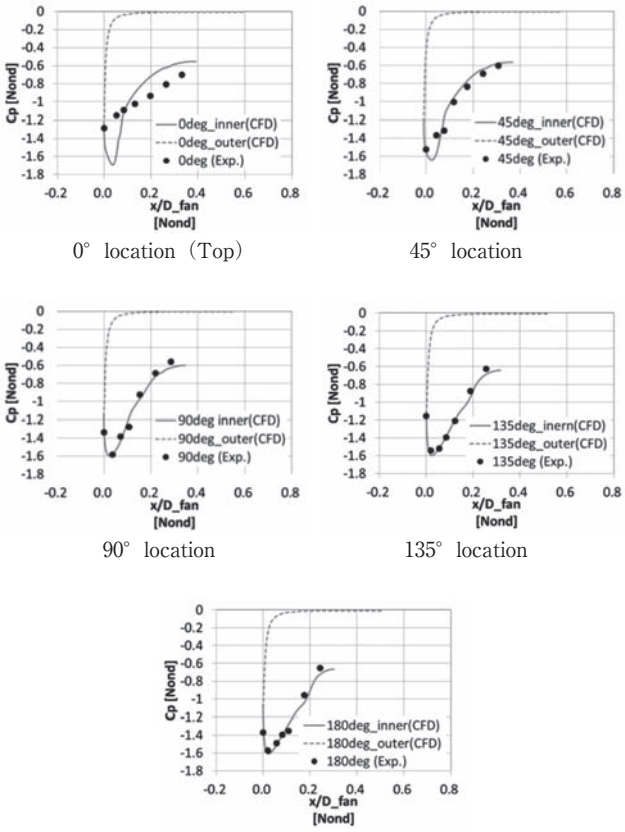
180° location（bottom）

Fig. 9 Cp distributions of nominal inlet

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

置の静圧レベルまで急上昇する分布を持つなど，最小値を含む静圧が低くなる軸方向範囲は幅広くなっていることが分かる。

周方向で見た場合，ボトム側（周方向90°から270°の範囲）ではほぼ同じCp分布を持つが，トップ側（45°から315°の範囲）では静圧の最小値となる軸方向位置がリップ先端側ST1に移動している。ショートインレットのCp分布をCFD解析結果と比較すると，ボトム側では試験データの分布を良好に予測することが確認できた。一方，トップ側のCFD解析結果はボトム側に比べて静圧が低くなる軸方向範囲が狭くなるものの，全周位置でリップ先端から少し下流位置のST2付近に静圧の局所的ピークを持つ傾向は変わらない。特に，試験データの０°位置で見られる軸方向に単調増加する傾向とは異なることと，AIP位置での静圧レベルにも違いがあることが判った。



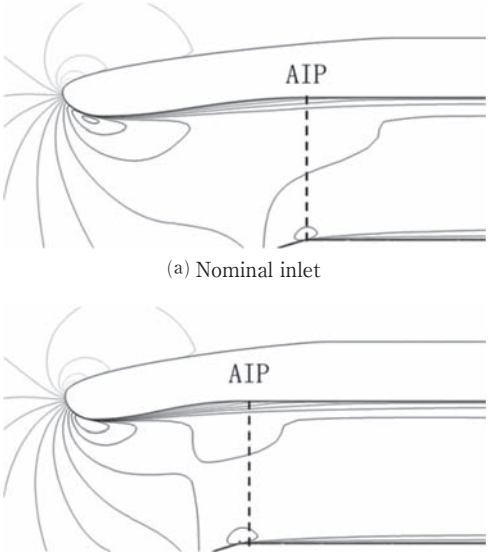
0°location（Top）　45°location

90°location　135°location

180°location（bottom）

Fig. 10 Cp distributions of short inlet

CFD解析と試験データの違いの要因を詳細に把握する為に，Fig. 11に０°位置リップ近傍の軸方向流速分布の比較を示す。ノミナルインレットはリップ先端からスロートの間までは境界層厚さが非常に薄く，スロート以降のディフューザ部で厚くなっている。ショートインレットも速度レベルが増加するがノミナルインレットと同様の流れ場であり，壁面境界層剥離などの様子は見られない。



(a) Nominal inlet

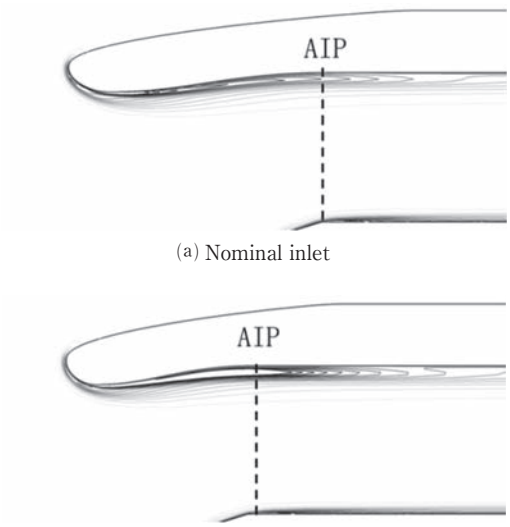
(b) Short Inlet

Fig. 11 Axial velocity contours at top

Fig. 12に同位置での乱流運動エネルギー（k）分布の比較を示す。ノミナルインレットはリップ先端でkが急激に増加するが，リップ先端からスロート位置間で流れの回りこみによりkの分布がリップ壁面から広がりながら移動する。スロート部で壁面近傍の流速が加速から減速に変化する箇所でもkが上昇するので，リップ先端で発生するkの分布に覆われた状態でkの生成が生じる。その下流位置ではリップ先端で生成されたkとスロートで生成されたkとが層状になってAIPまでの間で幅を広げながら壁面近傍に分布する。ショートインレットでも，リップ先端でのk生成と下流側で拡散する様子と，スロート位置下流でのkの増加が見られ，ノミナルインレットと同様に広がったkに囲まれる形でスロート部のkが分布する現象が観察された。但し，ショートインレットではスロート下流でのkの分布はノミナルインレットに比べて幅広くかつ強度も大きくなっている。この様にCFD解析ではkの生成が強くなるので，スロート位置下流側で乱流境界層が発達して，境界層が剥離しにくい流れ場が形成されていると考えられる。

一方，試験結果では直接の乱れ度の計測は行っていないが，リップ先端での乱れの発生やkの生成はCFD解析よりも小さくなっている可能性がある。静圧分布を観測した範囲では，インレット内部に境界層剥離が発生して剥離泡を形成する場合は，剥離領域内の静圧がほぼ一定となることが判っている。ショートインレットの０°付近で計測された静圧分布にはそのような静圧一定となる分布は見られないことから，インレット内部の境界層には大規模な剥離領域は発生していないと考えられる。以上から，CFD予測と計測との違いは，リップ先端での曲率が小さくなることとスロートまでの曲率が若干大きくなることで，スロート付近で急加減速することに伴い，乱流境界層の発達の予測精度に起因すると考察できる。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.



(a) Nominal inlet

(b) Short inlet

Fig. 12 Turbulence kinetic energy contours at top

5.4 総圧回復率の評価

インレットの空力性能を評価する為に，総圧回復率を用いて比較した。総圧回復率はAIP位置での全圧（Pt_{AIP}）と大気圧全圧（P0）を用いて以下に示す式とした。

$$Pr = \frac{Pt_{AIP}}{P0} \tag{2}$$

Fig. 13にベルマウスとナセルインレット２形態の本試験条件のCFD解析で得られた総圧回復率の比較を示す。ベルマウスはリップ形状が大きくインレット内での流れの変化が小さいこととスロートからAIPまでは直管であるので境界層の発達が小さく総圧回復率は小さく抑えられている。一方，ノミナルインレットはリップを回り込む流れの急加減速がスロート下流のディフューザ部により境界層厚さが大きくなることからインレット内部に剥離領域は見られないが軸方向に長いベルマウスと同程度の空力性能となる。更に，ショートインレットの場合は，リップ周りの急加減速が更に大きくなることと，ディフューザ部が短縮化されたことで境界層発達の程度も大きい。ファン作動としては低回転数条件であるが，インレット空力性能としてはノミナルインレットよりも若干低下する予測結果が得られた。

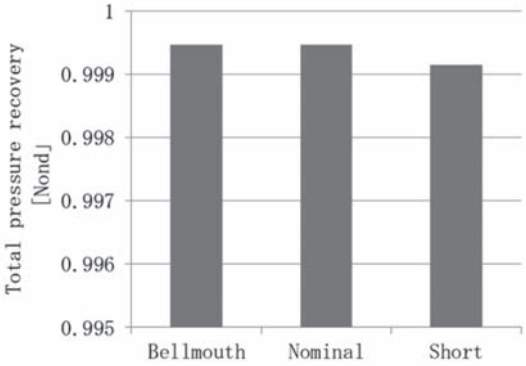


Fig. 13 Comparison of total pressure recovery

6．結論

本研究は，JAXAで実施した小型ファン回転試験装置にインレット３形態（ベルマウス，ノミナルインレット，ショートインレット）の内側流路表面の静圧データを取得し，将来の航空機エンジンに適用される可能性のあるショートインレットに発生する流れ場現象をCFD解析により詳細予測を行い，以下の結果を得た。

(1)ベルマウスインレットの計測データの比較により，本CFD解析手法がインレットの流れ場を良好に予測することを確認した。チップ周速が亜音速となる本ファン条件の範囲ではファン動翼が上流側のインレット流れ場に与える影響は小さく，インレット単体の解析領域を用いてファンリップの流れ場の予測は可能。但し，より高回転条件でのファン動翼を導入したCFD解析は今後の課題である。

(2)インレット長が$L_{inlet}t/D_{fan}=0.5$のノミナルインレット形態ではCFD解析により流路内壁の静圧分布を良好に予測する。一方，短縮形態（ショートインレット$L_{inlet}/D_{fan}=0.35$）では，ボトム側の流れは良好に予測するが，曲率の大きいトップ側では試験結果とCFD解析との間に違いが発生する。

(3)ショートインレットに見られた試験結果とCFD結果の違いは，ノミナルインレットに比べてリップ先端で曲率が小さくなることと，リップからスロートまでで曲率が若干大きくなるため，境界層が加速する箇所がスロート側に移動する。短い距離で急加減速する境界層に対するCFD解析の予測精度が要因と考えられる。

謝辞

本研究の実施にあたり，JAXA航空技術部門 横川様の多大なるご協力を頂いた。ここに謝意を表します。

参考文献

(1) Andreas Peters, Zoltan S. Spakovszky, Wesley K. Lord, Becky Rose, “Ultra-Short Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors”, GT2014-26369, (2014).
(2) C.A. Hall and T.P. Htnes, “Measurements of Intake Separation Hysteresis in a Model Fan and Nacelle Rig”, Journal of Propulsion nad Power, Vol. 22, No. 4, (2006).
(3) 成勢弘城, 石井達哉, 横川譲, 石川仁,「高バイパス比エンジンのインレットディストーションに関する実験的研究」, 関東学生会第58回学生員卒業研究発表講演会, 2019年3月18日
(4) J. Murphy, “Intake Ground Vortex Aerodynamics”, Cranfield University, PhD Thesis, (2008)
(5) Y. Yadlin and A. Shmilovich, “Simulation of Vortex Flows for Airplanes in Ground Operations”, AIAA 2006-56, (2006).
(6) M. S. Liou and C.J. Steffen, Jr., “A New Flux Splitting Scheme”, J. of Computational Physics 107, 23-39, (1993).
(7) G. M. Cole and T. J. Mueller, “Experimental Measurements of the Laminar Separation Bubble on an EPPLER387 Airfoil at Low Reynolds Numbers”, UNDAS-1419-FR, (1990).

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

2020年ASME国際ガスタービン会議
1．全　般

壹岐 典彦*1
IKI Norihiko

1．概要

2020年は，世界的なパンデミックに振り回された。本年 ASME Turbo Expoは，ヨーロッパ開催の順番で，ロンドンのExCeL London convention centerを会場として，６月22日から26日に開催予定であったが，COVID-19の流行に伴い，会場がNHS Nightingaleとして使用されることから，計画通りの開催はできなくなった。開催時期の変更が知らされた後，参加登録についても変更があり，最終的にASME 2020 Turbo Virtual Conferenceとして９月21日～25日に開催され，様々な工夫が行われた。

参加登録したものには，TURBO EXPO 2020の参加者専用のサイトのアカウントが発行され，開催期間終了後も12月24日までが設けられ，仮想イベントが利用できるようになっている。参加者専用サイトでは，スケジュール確認，各セッション参加，展示会，円卓会議等が行える。また他の参加者にコンタクトをとるサービスもある。参加者は1632名であった。全289セッションのうち，キーノートセッションが１，プレナリーセッションが２，テクニカルセッションが253，ビデオオンデマンドのセッションが32，Women in Engineering Networking Eventが１であった。また学生のポスター発表は40件であった。展示会は，Sponsor Exhibitorsが６社，一般のExhibitorsが15社であった。

スケジュールの時刻はUTC-４で管理され，初日から４日目までは８：00～16：00，最終日は８：00～14：25にセッションが行われた。初日の21日，８：00～９：30にキーノートセッションが行われ，22日と23日の８：00～９：00に，プレナリーセッションが行われた。オンデマンドセッションとして32セッションが行われ，好きなときにビデオ再生して利用できるようになっていた。さらにその他のセッションも終了後にはビデオオンデマンド（VOD）で利用できるようになった。繰り返し試聴することが可能であり，利便性は高くなった。

企画では脱炭素（もしくはゼロカーボン），水素が着目され，航空機の電動化や水素ハイブリッドの方向が目立つ形となった。初めてのVirtual　Conferenceは，運営側の苦労は相当なものであったと想像されるが，参加費は安くなり，海外渡航も不要であるので，参加しやすくなった。ただし，テクニカルセッションでの議論や交流の面では面着の会議にメリットがある。なおASMEは2021年もVirtual開催にするとのことである。

2．キーノート

キーノートセッションは「Disruption, Agility and Zero Carbon」と題して２件の講演が行われた。まず開会に際してASME CEOのThomas Costabile氏，ASME IGTI のDamian Vogt氏，ロールスロイスのAkin Keskin氏が挨拶した後，チャールズ英皇太子より開会の辞を頂いた。皇太子も感染したCOVID-19を踏まえ，パンデミックを語り，脱炭素フライトへの期待を語った。脱炭素フライトは技術的に可能とご強調なさったことは印象に残った。

キーノートは，ケンブリッジ大学ホイットル研究所のRobert Miller氏が座長を務めた。１件目の講演では，エアバスのGlenn Llewellyn氏が同社の電動化推進の実証機の取り組みなどを紹介した。その上で，脱炭素のため水素燃料を利用することを考えており，水素燃料の旅客機を2035年に就航させる構想を紹介した。リージョナルジェット，A320クラス，翼・胴一体機の３種類の旅客機があり，水素ハイブリッドエンジンを用いるとのことである。

２件目の講演では，LiliumのPtrik Nathen氏が開発中のe-VTOLの紹介を行った。低騒音，速度，安全，飛行範囲，スモールフットプリントを考慮し，ダクテッドファンの機体が検討された。異なる飛行状態においても一定のエンジン性能を得るために可変ノズルを用い，高い効率を得ている。様々な飛行状態の実証試験のビデオも紹介された。これから実証用機体から，より重量の重い機体に挑戦する。

3．プレナリー

22日のプレナリーセッションは，パネルディスカッション「Accelerating Technology Development」で，Raspberry Pi Foundation会長のDavid Cleevely氏がモデレーターを務めた。最初にOcadoのChief Technology OfficerのPaul Clarke氏がシミュレーション技術，デジタルツインについて語った。Boeing Defense元社長で，ジャガーF1チームを率いたこともあるDavid Pitchforth氏がチームの仕事の加速について語った。ケンブリッジ大学ホイットル研究所長のRobert Miller氏は2050年に

原稿受付　2020年11月18日
＊1　（国研）産業技術総合研究所　エネルギー・環境領域　再生可能エネルギー研究センター
〒963-0298　郡山市待池台２-２-９
E-mail: n-iki@aist.go.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

Net Zero Carbonを達成する上で，いち早くゼロにすることの重要性を語り，チームで働く際のキーは人間のコミュニケーションの壁であるなど，コストと時間，機械学習など加速について語った。

23日のプレナリーセッションは，パネルディスカッション「The Challenge of Reaching Net Zero Carbon by 2050」で，ケンブリッジ大学Sustainability Leadership所長のデイムPolly Courtice氏がモデレーターを務めた。シーメンスのStephen Scrimshaw氏は，2050年にNet Zeroとサステナブルなシステムへのエネルギー転換を説いた。Energy Transitions CommissionのAdair Turner卿は，これまでの再エネのコストダウンと普及の大きな変化と今後の再エネ導入，水素・水素キャリア利用について語った。ロールスロイスのFrank Haselbach氏は，同社の低炭素へのアプローチ，ゼロカーボンに対する各手段の相対的なインパクトや持続可能な航空燃料における連携を語った。

2．航空用ガスタービン

浅子 知昭*1
ASAKO Tomoaki

1．概要

オンラインで行われたバーチャル会議での航空エンジン関連（Aircraft Engine Committee主催）のセッション数は，全部で6セッションであった。

セッションでの発表は，事前にレコーディングしたもので行われたが，発表後の質疑は音声やチャットによるライブで行われた。また，この6セッションとは別に発表のみでライブでの質疑を行わない On-Demandの括りのセッションが1つ設けられていた。なお，どのセッションも発表だけであれば，いつでも聴講することが可能であった。

6つのテクニカルセッションの内訳とそれぞれのセッションでの発表数は，①インレットディストーションとオペラビリティ（発表3件），②燃焼器，ミキサーと排気ノズル（同3件），③制御と診断（同2件），④モデリング・シミュレーションと検証（同3件），⑤伝熱・熱管理とオイルシステム（同4件），⑥エンジン全体の性能と新コンセプト（同3件）であり，On-Demandでの発表12件を加えると発表数の合計は30件であった

バーチャル会議となる前の例年通りの開催が予定されていた時には，①インレットとオペラビリティ，②プロペラとオープンロータ，③燃焼器とエミッション，④モデリング・シミュレーションと検証（2つ），⑤ミキサー・排気ノズル（2つ），⑥制御と診断（ジョイントセッション），⑦伝熱（ジョイントセッション），⑧インレットとナセル，⑨エンジン全体の性能と新コンセプト（3つ），⑩熱管理とオイルシステムの合計14のテクニカルセッションで48件の発表が予定されていたので，バーチャル会議となっても，プロペラとオープンロータを除き内容は概ねカバーしているものの発表数が減少している。

過去のセッション数・発表数と比べると，昨年までの3年間のセッション数は，15／15／11セッション，発表数は32／40／31件であったため，当初は例年と同等のセッション数・例年以上の発表数を予定していたが，バーチャル会議となることでOn-Demandを除くライブでの質疑を行うセッション数・発表数は，大幅に減ったことになる。

また，当初予定ではチュートリアルセッションとして，①ターボシャフトエンジンのサイクル計算と最適化の基礎，②疲労寿命モデリングの概要，③デジタル革命・航空用エンジンの予防診断，④既存ガスタービンエンジンのモデリングの現代的アプローチの4セッション（過去3年間のチュートリアルセッションは，4／2／2セッション）とパネルセッションとして，①アイスクリスタルツール開発，②最適化のための機械学習の2セッション（同1／4／1セッション）が予定されていたが，バーチャル会議では，これらのテクニカルセッション以外のセッションは行われなかった。この点は非常に残念ではあるが，これらについては別の機会を計画しているとの情報もあるので，そちらに期待する。

2．テクニカルセッション内容

2.1 インレットディストーションとオペラビリティ

この中では，反転ファンのウィンドミル特性に関するもの（GT-14373）やエンジン入口のスワールを有するディストーション発生装置に関するもの（GT-16125, 15763）の発表があった。

2.2 燃焼器・ミキサーと排気ノズル

ここでは，排気ノズル冷却空気による赤外線放射特性への影響検討（GT-16247），燃焼器の再着火特性の解析（GT-16173），燃焼器の概念設計プロセスに関するもの

原稿受付 2020年10月22日
＊1 ㈱IHI 航空・宇宙・防衛事業領域 技術開発センター
エンジン技術部 性能・システム技術グループ
〒196-8686 昭島市拝島町3975-18

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

（GT-16003）などの発表があった。

2.3　制御と診断

このセッションでは，エンジン性能モデルと試験結果との同定手法に関するもの（GT-16242），過渡時の制御コントローラに関するもの（GT-14409）の発表があった。

2.4　モデリング・シミュレーションと検証

ここでは，圧縮機の平均径計算の高度化に関する研究（GT-14571），エンジン性能計算と組み合わせた推進ノズルの動的特性と制御方法の研究（GT-15119），寸法計測データに基づいた実形状での流れ場を解析するための翼形状の作成方法（GT-16039）の発表があった。

2.5　伝熱・熱管理とオイルシステム

ここでの発表は，解析を用いた軸受けチャンバ壁の熱伝達率予測に関するもの（GT-16096，14304）やファン駆動ギアの熱的な挙動の理解のためのモデル化に関するもの（GT-14760），エンジン停止後のシャフトの歪みの試験結果（GT-14109）があった。

2.6　エンジン全体の性能と新コンセプト

このセッションの中では，電動ハイブリッド推進の利点とコンポーネントの寿命の評価についての発表（GT-15518），電動アシストターボファンエンジンのメリット評価に関するもの（GT-15355），高速民間航空機のための可変サイクルエンジンの検討（GT-16248）の発表があった。

2.7　On-Demand

ここでは，様々な分野の発表が含まれていたが，曲がり排気ノズルの赤外線放射特性に関する研究（GT-16246，15774）や極超音速機用エンジンのエジェクタノズルの研究（GT-14568）などの排気ノズル関連の発表や曲がりインレットの流体制御によるファンへの影響の評価やステルス性の検討（GT-14353，14396）などインレットに関するもの，燃料噴射ノズル噴霧状態の数値シミュレーション（GT-14597），オイルミストが混じった空気のチャンバ壁面の温度予測（GT-14110），サイクル計算の収束性の改善方法（GT-14162），可変サイクルエンジンのパラメータ最適化（GT-14369），オープンロータエンジンのサイクル計算モデル（GT-14563），パルスデトネーションエンジンの高比推力化の検討（GT-14451），ターボシャフトエンジンの再始動時間の短縮化の検討（GT-14143）の発表があった。

3．小型ガスタービンおよびセラミックス

金子 雅直[*1]
KANEKO Masanao

Microturbines，Turbochargers & Small Turbomachines Committeeが主催するセッションでの発表件数は，小型ガスタービンに関する「燃焼と燃料」の３件，「分散型発電とハイブリッドエネルギーグリッド」の３件，ターボ過給機に関する「過給機/エンジン干渉」の４件，「遠心圧縮機の出口流れのエアロダイナミクスとモデリング」の２件，「遠心圧縮機の入口流れのエアロダイナミクスとモデリング」の３件，「失速とサージ特性」の３件であり，その他に「小型タービンと圧縮機」の３件と「ラジアルタービンの特性と分析」の３件があった。また，ライブでの質疑応答がない「オンデマンドセッション」があり，５件の発表があった。総論文件数は35件（日本からの発表は０件）で，昨年から11件増えている。

Ceramics Committeeが主催するセッションでの発表件数は，「機械特性と設計検討」の３件と「CMCコーティング」の３件であった。オンデマンドセッションはなく，総論文件数は６件（日本からの発表は０件）で，昨年から10件減っている。

以下に各セッションにおける主な発表の概要を示す。

1．Microturbines, Turbochargers & Small Turbomachines

小型ガスタービンに関する「燃焼と燃料」のセッションでは，水素焚き100 kWガスタービンを構成する圧縮機，タービンおよび燃焼器のCFDに基づく最適化（GT-14473）や，希釈水の添加による水素混合燃焼におけるフラッシュバック発生の抑制可能性を，LESを用いて調査した研究（GT-14777），3.2 kWガスタービン燃焼器における小型ガス化装置により生成した低LHVの発生炉ガスの利用実現性を，CFDを用いて調査した研究（GT-14978）ついて発表があった。「分散型発電とハイブリッドエネルギーグリッド」のセッションでは，超臨界CO_2ブレイトンサイクル小型ガスタービンの２種類のシステムレイアウトにおける熱解析結果の比較（GT-14910），パラボリックディッシュ型太陽光集光システムを用いたソーラーハイブリッドガスタービンを構成するターボ機械の設計と最適化（GT-15270）について発表があった。また，GT-15401は有機ランキンサイクル小型ガスタービン発電プラントへのバイオマスガス化装置

原稿受付　2020年11月10日
＊1　東京電機大学　理工学部　機械工学系
〒350-0394　比企郡鳩山町石坂
E-mail: kaneko@mail.dendai.ac.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

の適用可能性を５種類の燃料を用いて検討した結果について報告した。

ターボ過給機に関する「過給機/エンジン干渉」のセッションでは，可変容量タービンを用いた過給機により過給されるガソリンエンジンの気体力学モデルの検証手法の提案（GT-15169），非定常流条件における遠心圧縮機の準３次元性能予測手法の開発と検証（GT-14968）などに関する発表があった。「遠心圧縮機の出口流れのエアロダイナミクスとモデリング」のセッションでは，車両用過給機を構成する圧縮機を対象に，CFDを用いてボリュートの形状パラメータが空力性能に及ぼす影響を調査した研究（GT-15195）や，疑似ボンドグラフを用いた燃料電池向けの電動空気圧縮機の検討（GT-15029）について発表があった。「遠心圧縮機の入口流れのエアロダイナミクスとモデリング」のセッションでは，低圧力比小型斜流圧縮機を対象に，CFDを用いて再循環型ケーシングトリートメントによるサージマージン改善効果を調査した研究（GT-15822）などの発表があった。「失速とサージ特性」のセッションでは，車両用過給機を構成する遠心圧縮機における広帯域風切音の発生機構を実験と数値解析により調査した研究（GT-14428）や，サージング発生作動点における空力性能を実験的に詳細に調査した研究（GT-15174），および逆流発生作動点における遠心圧縮機のサージモデルの開発と検証（GT-16005）に関する発表があった。「小型タービンと圧縮機」のセッションでは，小型ガスタービン向け斜流圧縮機段の広い設計空間での羽根車とディフューザの同時最適化手法の提案（GT-14259），チップ径15 mmの小型ラジアル型蒸気タービンの空力性能の理論的・実験的調査（GT-15804）などに関して発表があった。「ラジアルタービンの特性と分析」のセッションでは，THC（Thermal History Coating）による車両用過給機のハウジングの温度計測と精度検証（GT-16075）や，デュアルボリュートラジアルタービンを対象に，空力性能を実験的に詳細に調査するとともに，０次元ミーンラインモデルの精度を検証した研究（GT-14802）について発表があった。「オンデマンドセッション」では，ウェーブロータとパルスデトネーション燃焼器の適用によるガスタービンの性能向上の検討（GT-14911），小型ターボジェットエンジンのターボシャフトエンジンへの改修に関する熱力学的・機械的設計コンセプト（GT-14498），AMによる製作を想定した内部冷却用の翼を有する300 W小型ガスタービン（GT-16218），高速回転ターボ機械向けの翼端隙間測定システム（GT-15403）などに関する報告があった。

２．Ceramics

「機械特性と設計検討」のセッションでは，CMCの疲労損傷進展の温度依存性を調査した研究（GT-14144），SiC/SiC CMC高圧タービン翼の構造・空力性能の数値解析による評価（GT-15067），インサイドアウト構造のセラミックタービンの開発（GT-15137）について発表があった。「CMCコーティング」のセッションでは，THCの性能に大気プラズマ溶射が及ぼす影響をガン出力やガス流量などをパラメータに調査した研究（GT-16004）やTHCが適切に測定できる温度範囲を調査した研究（GT-16209），多機能コーティングの最適化に関する研究（GT-15068）について発表があった。

４．ターボ機械の性能と流れ
４.１軸流関係　４.１.１ファン・圧縮機

田中 久人*1
TANAKA Hisato

ファン・圧縮機では質疑無しのセッションを含めて18セッションにて66件が発表された。昨年度の40件，一昨年度の45件に比べて増加した。国別では中国からが22件と最も多く，次いでイギリスから13件，米国から11件であった。

周期境界条件での定常の解析や計測の研究に加えて，周方向分布を持つ流れや非定常の解析と計測でも多くの研究が発表された。また推進効率の向上が可能な境界層吸い込みファンについての研究も複数あった。

遷音速圧縮機

多段圧縮機最終段の低アスペクト比翼列にてロスモデルと試験検証済のCFDを比較した研究（GT-14713, 16131），遷音速通路にて衝撃波と層流および乱流境界層との干渉をWall-resolved LESで評価した研究（GT-14244），２次元翼列試験にてHigh Speed PIVを使って衝撃波と境界層の非定常干渉を評価した研究（GT-14655），２次元翼列の負圧面から生じる圧力波伝搬をWALE LESで評価した研究（GT-16022）が発表された。

原稿受付　2020年10月20日
＊１　㈱本田技術研究所 先進パワーユニット・エネルギー研究所
GT開発室
〒351-0113　和光市中央１丁目４番１号
E-mail: hisato_tanaka@jp.honda

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

試験リグと計測法

周方向に非一様な多段圧縮機出口にてRake位置による計測精度をCFDと試験で評価した研究（GT-14490），周方向トラバースを行わずにアルゴリズムで定めた周方向数か所に固定したプローブ計測値により評価する手法（GT-14867，15465）が紹介された。

クリアランス流れとケーシングトリートメント

エンドウォールの相対速度が圧縮機翼列に与える影響をDNSで解析した研究（GT-14612），スクイーラ付き翼端の効果をRANSと試験で評価した研究（GT-14906），翼端漏れ流れに対して計算負荷を低減した解析による研究（GT-14899）が発表された。またスロット形式のケーシングトリートメントの試験（GT-14955）や周方向ケーシングトリートメントのLES解析（GT-14138）によるストールマージンや効率への影響が報告された。

ストールとオペラビリティ

Re数を6×10^4から減少させた際のストール手前とストール近傍の非定常流れを試験で調査した研究（GT-15384），3軸エンジンのサージ挙動を高圧圧縮機起因と中圧圧縮機のVSV起因についてURANSで考察した研究（GT-14305），産業用多段軸流圧縮機の起動時のVGVスケジュールの最適化（GT-15983）が発表された。

要素間干渉

ファン動翼の後流と静翼の干渉をZonal DESにより解析しHot Wireの試験結果と比較した研究（GT-14239）が発表された。またガスタービンでより高い熱効率を得るために定容燃焼を採用した際に非定常圧力波が上流の圧縮機に到達して生じる周期的なインシデンス変化をアクティブ制御により低減させる2次元翼列試験の研究（GT-15591）も紹介された。

インレットディストーション

ターボファンの超高バイパス比トレンドで大径化しているインテーク重量を低減するショートインテークの高迎角時に生じるディストーションがファン動翼に与える影響をURANSで解析した研究（GT-16296），大径化したインテークと地表の間隔縮小によって強まる地表ボルテックスがファンのオペラビリティに与える影響をURANSで解析した研究（GT-14596），多段圧縮機の入口で与えたディストーションの出口までの変化を試験で調査した研究（GT-16201）が発表された。

境界層吸い込み（Boundary Layer Ingesting：BLI）ファン

BLIエンジンに最適なファン圧力比を一次元で検討しCFDで検証した研究（GT-15596），NASA風洞でBLIファン試験を実施しファン性能とストールマージンを評価した研究（GT-15695），RANS解析を用いて入口ディストーションに合わせて翼形状を変更した研究（GT-14628）などが発表された。

4.1軸流関係　4.1.2タービン

金子 雅直*1
KANEKO Masanao

Turbomachinery committeeが主催する軸流タービンの空力に関するセッションでの発表件数は，「要素干渉」の4件，「ウェークと二次流れ」の2件，「最適化」の3件，「高速低圧タービンとギヤードターボファン」の3件，「高精度CFDと数値計算」の4件，「パージ流れと漏れ流れ」の3件，および「空力の解析と向上」の3件であった。その他にライブでのQ&Aがないオンデマンドセッションが1件あり，4件の発表があった。また，講演論文の投稿のみが9件あり，これを含めると軸流タービンの空力に関する論文数は35編（このうち日本からのものは3編）で，例年と同程度であった。

以下に各セッションにおける主な発表の概要を示す。

「要素干渉」のセッションでは，低圧タービンの出口ガイドベーンにおける層流・乱流遷移の実験とCFDによる調査（GT-14990），ハイブリッドRANS/LES（DDES）による燃焼器とタービンの一体解析（GT-14873），低圧タービンノズルベーンのクリアランス流れにピボット形状が及ぼす影響のCFDによる調査（GT-15969）について発表があった。また，大型ターボファンエンジン運転時と同じ条件におけるTRS（Turbine rear structure）の内部流れを実験とCFDにより調査した研究（GT-15734）の発表もあった。

「ウェークと二次流れ」のセッションにおいては，静翼への入射角が上流側のシュラウデッドタービン動翼のシュラウド漏れ流れによって局所的に負になることに起因する流動現象とその発生メカニズムを解明するとともに，同流動現象を抑制する静翼の設計指針の有効性を調査した研究（GT-14407）が報告された。また，高圧タービン直線翼列内部の衝撃波の構造と二次流れの挙動を，出口マッハ数をパラメータに調査した研究（GT-15772）の発表もあった。

「最適化」のセッションでは，2段蒸気タービンの効

原稿受付　2020年11月30日
＊1　東京電機大学　理工学部　機械工学系
〒350-0394　比企郡鳩山町石坂
E-mail: kaneko@mail.dendai.ac.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

率向上を目的に，非定常な流れ場における２段動翼ハブ面の最適な非軸対称エンドウォール形状を実験とCFDを用いて検討した研究（GT-14674），高圧タービン翼の翼端形状のトポロジー最適化に関する研究（GT-16059），および超音速軸流タービンの代理モデルに基づく最適化に関する研究（GT-14465）について発表があった。

「高速低圧タービンとギヤードターボファン」のセッションでは，高亜音速出口マッハ数の条件においてタービン翼負圧面側で観察される衝撃波と層流はく離流れの干渉を，高速シュリーレン法などを用いて調査した研究（GT-14386），低レイノルズ数条件において低圧タービンにおける境界層の発達に出口マッハ数が及ぼす影響をLESにより調査した研究（GT-16278）の報告や，高圧タービンの存在により流入状態が非一様になる低圧タービン遷音速ベーンの二次流れ損失の低減に関する研究（GT-15589）について発表があった。

「高精度CFDと数値計算」のセッションでは，遷音速タービンにおける衝撃波と境界層の干渉に翼負圧面に設けられた孔からの噴流が及ぼす影響（GT-16256），レイノルズ数とマッハ数が低圧タービンのミッドスパンにおける流れ場に及ぼす影響（GT-14325），および出口マッハ数が高圧タービンベーン内の損失生成に及ぼす影響（GT-14445）などを，LESを用いて調査した結果が報告された。

「パージ流れと漏れ流れ」のセッションでは，３段タービンを対象に経年劣化に起因する翼端隙間の増大による影響をCFDにより調査した研究（GT-16270），１段タービンを対象にパージ流れと主流の干渉を実験とCFDにより調査した研究（GT-14307），Fish-mouth rim sealとDouble rim sealのシール特性をCFDにより調査した研究（GT-15607）の発表があった。

「空力の解析と向上」のセッションでは，実験とCFDによる1.5段タービンの全作動範囲での性能分析（GT-15484）や翼後縁の厚さと翼負荷分布がCMCタービン翼の空力性能に及ぼす影響の調査（GT-15802）などについて発表があった。

オンデマンドセッションでは，シュラウドケーシングの変形に起因する翼端隙間の周方向不均一性が遷音速タービンの空力性能と内部流動現象に及ぼす影響（GT-15295）や２段高圧タービンにおける１段動翼を構成する翼１枚の破損による影響（GT-15152）を全周CFD解析により調査した研究の発表や，スキーラチップ形状が空力損失と熱伝達に及ぼす影響の実験による調査（GT-16046），遷音速タービンのNGVにおけるデポジションにエンドウォールに設けられた孔からのクロスフロージェットが及ぼす影響のCFDによる調査（GT-15367）について発表があった。

4.2 遠心関係

塚本 和寛*1
TSUKAMOTO kazuhiro

遠心関係では，33件の報告があった。これは，昨年の22件と比較して増加しているが，一昨年の31件と同程度の件数である。報告は，欧州から20件，アジアから10件（日本からは１件），米国から３件あり，その内，遠心圧縮機に関するものが23件，ラジアルタービンに関するものが８件，遠心ポンプに関するものが２件であった。

遠心圧縮機に関しては，発表の１/３が失速やサージングに関するものであり，これまで同様に主要な研究対象として多くの検討が行われていることがわかる。これらの発表では，失速やサージングの現象そのものを分析・議論しているものから，形状の変更やデバイスの追加によって失速マージンを広げる検討，失速限界の予測手法の検討など，様々な視点からのアプローチが見られる。これに加え，性能予測精度向上，新しい空力設計による性能向上等について報告がされている。

失速・サージングに関する議論として，GT-14579，GT-14589では，ベーンレスディフューザを採用した遠心圧縮機を対象に，数値解析を用いてサージング発生直前の流れ場の分析を行い，運転限界流量点の判定指標の構築について報告している。GT-14448では，流体解析と軸振動解析を連成することで，羽根車流路内で生じる旋回失速によって引き起こされる軸振動を高精度に予測できることを報告している。GT-14729では，スクロールが有する形状非対称性がベーンレスディフューザで生じる旋回失速に与える影響を実験と数値解析によって調査している。GT-15118では，航空機用の遠心圧縮機段を対象に，圧縮機を運転する飛行高度の影響が失速，ストールにどの様な変化を及ぼすか，実験的に検討した結果について報告している。

構造変更やデバイスの追加による失速抑制，作動範囲拡大に関する検討として，GT-14782では，羽根付き

原稿受付 2020年10月22日
＊1 ㈱日立製作所 研究開発グループ 機械イノベーションセンタ 高度設計シミュレーション研究部
〒312-0034 ひたちなか市堀口832番地２
E-mail: kazuhiro.tsukamoto.pp@hitachi.com

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ディフューザのハブ側翼面にエンドウォールコンタリングを設けることにより，ディフューザ部の入口流れ角が変化し，その結果ディフューザ部の失速マージンを広げることができると報告している。GT-14149では，インレットガイドベーンの開度変化が羽根車，羽根付きディフューザそれぞれの失速現象にどのように影響するかについて報告している。今年は，毎年数件は見られた循環型のケーシングトリートメントに関する報告が遠心関係のセッション中では見られなかった。

性能予測精度向上については，GT-14010で羽根車背面流れの予測による軸スラスト力の予測手法について，GT-14135ですべり係数と羽根車入力の新しいモデル化手法の提案について，GT-14291でスクロール入口流速，流れ角に基づく損失マップの構築についてそれぞれ報告されている。回転軸に作用する流体力の予測については，先の失速・サージング現象に関する報告事例でも挙げたGT-14448，遠心ポンプを対象としたGT-15428でも報告されている。

新しい空力設計として，GT-15028で羽根車とリターンベーンにスイープ翼を採用した遠心圧縮機の空力性能について，GT-15860で二重反転羽根車を採用した遠心圧縮機の空力性能について報告されている。また空力設計については，一時はほとんど見られなかった設計最適化に関連する発表が再度増え始めており，GT-14241では斜流羽根車及びスクロールについて，GT-15645では逆解法を用いた斜流羽根車の設計について報告されている。

ラジアルタービンについても遠心圧縮機同様に，現象分析，設計最適化，新構造検討について報告がなされている。GT-14145では，ボリュートと曲がり配管の形状最適化の検討結果について報告している。GT-15698では，一次元モデルによるラジアルタービンの損失予測手法の構築について報告している。GT-16928では，マルチチャンネルケーシングを備えたタービンの空力性能について報告している。

4.3 非定常流れと数値流体力学

松井孝太朗*1
MATSUI Kotaro

1．概要

ターボ機械の非定常流れでは9セッションで29件の講演があった。昨年の10セッション，31講演からはわずかに減少している。昨年は中国からの講演が10件と多かったが，今年は中国，イギリス，アメリカ，イタリアからそれぞれ4件の発表があった。設計手法とCFDモデリングについては，13のセッションで52件の発表があった。昨年は13セッション，42講演であったが，今年はon-demand sessionにて16件の発表があり，セッション数に対して発表数が多くなった。国別では，昨年同様にイギリスからの発表が最も多く12件，次いで中国9件，ドイツ6件となっている。イギリスからの発表は半数近くが大学とメーカーの共同研究であり，産学連携して技術開発を進めている様子をうかがい知ることができた。

2．Unsteady Flow in Turbomachinery

非定常流れ関係ではタービンについての研究が最も多く，3つのセッションが組まれた。燃焼器と高圧タービンとの要素間干渉については，数億格子点のLESによる複数要素解析が実験と比較され，燃焼器由来の周方向不均一流れを流体吹き出しにより模擬して吹き出し位置がタービン性能へ与える影響を調査した研究（GT-14725）や，燃焼後の高温流体のタービン内での挙動を調査した研究（GT-14873），遠心圧縮機と燃焼器の複合解析で周波数特性を調べた研究（GT-16288）が報告された。タービン冷却に関しては，LESにより主流と冷却孔流れの干渉を調査した研究（GT-14231, 14232）や，チップ側形状の違いが冷却効率へ及ぼす影響を実験と数値計算で調べた研究（GT-15159）があった。

失速関係では2つのセッションが組まれ，現実の困りごとに取り組む研究が多くみられた。圧縮機のサージサイクルを数値解析で再現するため上下流にプレナムを設けたURANS解析を行い失速セルの周波数特性などを試験と比較した研究（GT-14345, 15330）や，試験圧力データからストール発生をより早く検知できるよう試みる研究（GT-14247, 14371）が発表された。

圧縮機関係では，翼振動応答解析において上流下流の翼列の有無の影響を調査した研究（GT-14482）や，遠心圧縮機流れをLESで解析し性能カーブや圧力の周波数特性を試験と比較した研究（GT-15761）が報告された。

その他，境界層遷移流れにPODを適用し固有ベクトルの向きにより剥離遷移かバイパス遷移かの判定を試みる研究（GT-15148）や，キャビテーションの発生する

原稿受付　2020年10月22日
＊1　㈱IHI 航空・宇宙・防衛事業領域 技術開発センター 要素技術部 システム・基盤技術グループ
〒196-8686　昭島市拝島町3975-18 IHI昭島ビル東棟
E-mail: matsui8718@ihi-g.com

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ターボポンプのインデューサー性能予測モデルを提案する研究（GT-15655）も報告された。非定常流れのセッション全体として，大規模CFD解析と実験を組み合わせ，現実的な工学問題に取り組む研究が多くみられた印象であった。

3．Design Methods & CFD Modeling for Turbomachinery

設計関係では翼形状の最適化に関する発表が多かった。翼形状の変更，格子作成，流体解析，Adjoint法による最適化をまとめたツールを作成し，ファン形状などを最適化した研究（GT-15352, 16038, 15431）や，タービンを対象として異なるマッハ数での最適化結果を過去の知見として取り込み，次の条件での最適化に活用する枠組みを構築した研究（GT-16321），多段の圧縮機翼列で最適化を行った研究（GT-14900）などが紹介された。計測プローブ形状の最適化（GT-16208）や，翼振動応答量を低減する翼形状の最適化（GT-16208）も報告された。また，多段翼列を対象にキャビティ部の流体やディスク部の熱伝導も含めて数値解析を行い試験と比較した研究（GT-15922）や，高圧タービンでのパージ流れが下流ダクト翼に及ぼす影響を調査した研究（GT-14502）も報告された。

LESに代表されるhigh-fidelity解析は各要素のセッションでも盛んに利用されているが，大小２つの時間刻み幅を使うことでLESの計算負荷を低減する研究（GT-14171）や，RANS, URANS, LESのタービン非設計点における流れ場予測精度を調査する研究（GT-15447）がこのセッションで報告された。解析精度の向上に関連するものでは，RANSモデルの定数不確かさを調査して定数調整によりコーナーストールの予測精度を向上させる研究（GT-15014）や，コーナー剥離の予測改善を目的にRANSやRANS/LES Hybridモデルの改良を試みる研究（GT-14587）が報告された。

5．制御と診断

山根 秀公*1
YAMANE Hideaki

1．全般

Control, Diagnostics & Instrumentation（CDI）コミッティ主催が８セッション（オンデマンド１セッションを含む），航空エンジンコミッティとの共催が１セッションで，発表数は29件（昨年比２件増）であった（集計は筆者による。以下同様）。分野別では，制御４件，診断14件，計測11件で，国別構成は，中国５件，米国，英国，ドイツ各４件，ベルギー３件，イタリア，オーストリア各２件，その他５件（チェコ，日本，フランス，ポーランド，メキシコ各１件）であり，昨年と比較すると米国が半減し，欧州等が漸増した。制御・診断におけるモデルベース手法と統計的手法の割合は，およそ半々であった。ハイブリッドシステムの詳細検討やディジタルツインの診断応用などは近年の動向を反映している。

2．制御分野

制御分野は，先進制御３件，共催セッション１件と計４件の発表があった。

先進制御では，燃料電池モデルと実ガスタービンより構成されるハイブリッドプラントの制御に関して，アクチュエータ制御にニューラルネットワークを適用したもの（GT-14028）と，モデル予測制御のプラント劣化と作動点に関するロバスト性を評価したもの（GT-15189）があった。GT-16335はElectrified Aircraft Propulsion（EAP）に関する発表で，分散した要素が複雑に結合するEAPの型式承認ではスタンドアロンシステムとしての検討だけでは不十分で，潜在的故障モードやハザードをレビューし，故障の影響を緩和する方策を検討する必要があるとした。そこで，NASAのSTARC-ABL（Single-aisle Turboelectric AiRCraft with Aft Boundary Layer propulsor）に対して，サブシステムの故障が他のサブシステムに与える影響を明らかにし，故障の影響を緩和するようなガスタービン制御ロジックの有効性を過渡シミュレーションで明らかにした。

共催セッションでは，民間航空エンジンのNdot方式加減速制御に関して，２種類のPI制御器構成法を検討し，ガスパス要素の性能変化に対する感度特性が議論された（GT-14409）。

3．診断分野

診断分野では，診断トピック，診断のための機械学習とディジタルツイン，コンディションモニタリング用振動解析の３セッション10件，オンデマンド３件，共催セッション１件と計14件の発表があった。

診断トピックでは，ガスパスモデルの要素マップをオ

原稿受付 2020年10月19日
＊1 防衛装備庁 航空装備研究所 エンジン技術研究部 エンジン制御研究室
〒190-8533 立川市栄町１－２－10
E-mail: yamane.hideaki.gy@cs.atla.mod.go.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

ンラインでキャリブレーションする手法についての発表（GT-16242），実機ターボジェットにストール／サージを意図的に発生させ，圧縮機ブレードの応答を調べた発表（GT-15412），ガスタービンの予防メンテナンスの実現可能性を実際の損傷事例に基づいて検討した発表（GT-16251），主成分分析，ニューラルネットワーク学習およびガスパス解析を結合して同時複数故障の検知精度が改善したという報告（GT-15740），風力発電を含むプラント用ガスタービンについて，モデルベース診断の過渡状態での性能を検討した発表（GT-14748）があった。

機械学習とディジタルツインでは，ガスタービン油圧始動システムに対してベイズ法に基づく統計モデルを作成し，故障の早期検知を行うという報告（GT-16082），エクストリーム学習器とアンサンブル法を３軸航空エンジンモデルに適用した発表（GT-14188），複数の多層パーセプトロンより成るネットワークによって，航空転用型ガスタービンの長期劣化と短期異常を区分する報告（GT-14454），クラウド上で開発した産業用小型ガスタービンのディジタルツインについて，圧縮機汚れ検知などに関するフィールド試験結果を提示した報告（GT-14664），ターボファンエンジンのフライトデータを用いたデータ駆動モデルについて，機械学習のトレーニング法を工夫することにより，異常検知能力を向上させたという発表（GT-16062）が行われた。

振動解析では，電気系統切換時のタービンねじり振動監視での誤差伝搬を解析した報告（GT-15454），回転機械のベアリング振動を周期非定常過程と考えて健全性診断を行う報告（GT-15245），ガスパイプライン用遠心圧縮機の軸振動異常について，安価かつ現場技術者に理解しやすい診断手法を提案した発表（GT-15641），航空エンジン回転部の加速度計測値から信号発生源を推定する信号処理手法についての発表（GT-14278）が行われた。

４．計測分野

計測分野では，計測トピック，先進圧力計測で３セッション９件，オンデマンド２件と計11件の発表があった。

計測トピックでは，熱流束の高応答・高S/N比計測が可能な手法としてゼーベック効果を利用したサーモパイル型センサなどを取り上げ，センサキャリブレーション法を検討した発表（GT-14412）や強制的に空気脈動を発生させてセンサのキャリブレーションや健全性検証などに利用する装置についての発表（GT-16015）があった他，燃焼領域の温度計測において，温度履歴ペイント（GT-14932），フーリエ変換赤外分光分析（GT-14154），レイリー基準プローブ（GT-16007）を用いる手法の発表，タービン内速度場のPIV計測をCFDと比較した発表（GT-15013），感応液晶を用いた平板上のせん断応力分布計測に関する発表（GT-14381）があった。

先進圧力計測では，多孔プローブでの計測に関して，計測不確かさ（GT-14585），Re数影響（GT-16074）についての発表，高応答圧力センサに関して，動的キャリブレーション（GT-14680），冷却設計（GT-16033）についての発表が行われた。

６．材料，構造および製造技術

平口 英夫[*1]
HIRAGUCHI Hideo

１．全般

コロナ禍ということで，TurboExpo2020は「Virtual Conference」として開催された。各プレゼンターはZoomを使用してプレゼンテーションを行った。材料，構造および製造技術の「Technical Track」は，「Manufacturing Materials and Metallurgy（製造と冶金）」と「Structures and Dynamics（構造とダイナミクス）」であり，それぞれ13件と136件（Bearing and Seal Dynamics，Rotordynamicsは除く）のプレゼンテーションがあった。「構造とダイナミクス」の分野における内訳は，「疲労，破壊および寿命予測」が31件，「空力振動および減衰」が33件，「設計と工学における新手法」が13件，「確率論的手法」が10件，「構造力学，振動および減衰」が49件である。筆者がプレゼンテーションを行った「構造とダイナミクス」の中の「疲労，破壊および寿命予測」のセッションおよび「製造と冶金」の中の「積層造形（Additive Manufacturing, AM）」のセッションにおける発表内容について概説する。

２．製造と冶金

製造と冶金の「Technical Track」において，13件のうち「積層造形」４件について報告する。それぞれのプレゼンテーション用の25分間のビデオ映像が４件連続で100分間流された。

US Air Force Research Laboratoryからは，「固有

原稿受付　2020年10月20日
＊１　技術士（機械部門 登録番号：93064）
（公）日本技術士会所属
〒105-0011　港区芝公園３－５－８ 機械振興会館
E-mail: hideoh@abox2.so-net.ne.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

の減衰を伴う積層造形ニッケル合金の振動疲労評価」（GT-14122）に関する報告があった。これは，高密度に充填された未溶融粉末を備えた固有の減衰を有するタービンエンジン用コンポーネントは，溶融後のエージングプロセスを経ておらずとも，最適に製造/エージングされたIN718よりも優れた性能を発揮するとの報告内容であった。

University of Pittsburghからは，「積層造形されたマイクロ流路のSEMと電子化学的研磨による表面改質を用いた寸法特性評価」（GT-14842）に関する報告があった。これは，マイクロ流路のサイズをあらかじめ大きめに製造し，さらに電子化学的研磨を施して，SEMを使用した断面評価により，設計値に近い流路が製造可能という内容であった。

Florida Polytechnic Universityからは，「熱処理された直接金属レーザー焼結IN718のねじり疲労」（GT-14830）に関する報告があった。これは，水平，斜め，および垂直のビルド方向に沿って製造された試験片でねじり疲労試験が行われた結果，斜めビルド方向の試験片が最もねじり疲労特性が低いことが判明したという内容であった。

West Virginia Universityからは，「指向エネルギー堆積法積層造形を用いた重要なタービン部品のための酸化物分散強化コーティングの開発」（GT-14874）に関する報告があった。これは，ODS /基板界面での強力な結合が維持され，ODSコーティング上の保護アルミナ酸化物層により，比較的安定したODSコーティングと基板の微細構造が維持されることが判明したという内容であった。

3．構造とダイナミクス：疲労，破壊及び寿命予測

「構造とダイナミクス」の中の「疲労，破壊および寿命予測」の中に，さらに6つのセッションがあり，これらについて各々のプレゼンテーションの時間にビデオ映像が流された。上記のうち，「Materials Constitutive Modelling」では，異方性材料の基準応力推定に関する報告（GT-14706），単結晶タービンブレードの最適な結晶学的配向の決定に関する報告（GT-14866）等があった。「Creep Analysis and Modelling」では，離散コサイン変換を用いた新しい長時間クリープ曲線予測手法に関する報告（GT-14029），低温高温腐食環境下のディスク超合金の応力破壊挙動に関する報告（GT-14113），クリープと応力緩和予測のための背応力モデルの開発に関する報告（GT-16191）があった。この背応力モデルは，転位動力学の状態変数を用いているところが興味深い。「Damage Modelling & Life Analysis」では，熱機械的疲労下のNi基超合金の結晶粘塑性モデルに関する報告（GT-14163）等があった。「Data Based Life Prediction」では，積層造形部品の疲労性能の迅速な特性評価に関する報告（GT-14727），ディープニューラルネットワークとのデータ融合を使用した複合材料の損傷検出に関する報告（GT-15097）があった。「Integrity of Engine Components」では，Ni基ガスタービン第1段高圧ノズルの寿命評価の改善に関する報告（GT-14763），一体型ブレードローターの指向エネルギー堆積修理検証のための構造的完全性評価に関する報告（GT-14361）等があった。「Fatigue Crack Initiation & Prediction」では，低サイクル疲労下での単結晶ニッケル基合金の寿命予測モデルに関する報告（GT-14250），欠陥データに基づく溶接試験片の疲労寿命の予測についての報告（GT-15976）があった。これは，トモグラフィーとフラクトグラフィーのデータを別々に考慮して，内部欠陥データに基づく疲労寿命予測を行っているところが興味深い。

各セッションの質疑応答は，プレゼンター全員のビデオの映像が流れた後で行われたため，セッションチェアと複数のプレゼンターが会話を交わす形式となり，活発な意見交換の場としてたいへん有益であった。

7．ロータダイナミクスとベアリング

金子 康智[*1]
KANEKO Yasutomo

1．全般

この分野は，シールや軸受の動特性を含めたロータの振動に関連する論文と，翼振動に関連する論文とに大別できる。ロータの振動に関連する論文件数は，ロータダイナミクス（26件），シールや軸受（40件）であった。シールや軸受の論文の内訳は，各種シール（14件），フォイル軸受（7件），ティルティングパッド軸受（6件），スクィーズフィルムダンパ軸受（3件），その他の軸受（10件）であった。また，翼振動に関連する論文件数は，翼振動と減衰（49件），および翼に作用する非定常流体力（33件）であった。さらにSteam Turbineなどの他のセッションで発表された論文を加えると，ロー

原稿受付 2020年9月28日
＊1 龍谷大学 先端理工学部 機械工学・ロボティクス課程
〒520-2194 大津市瀬田大江町横谷1－5
E-mail: y_kaneko@rins.ryukoku.ac.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

タダイナミクスに関連する論文は150件を超えており，Turbo Expo 2019の論文数よりこの分野の論文数は約3割増加していた。

2．ロータダイナミクス

様々な力学的特性を有するロータを適切な手法でモデル化し，振動特性を解析している論文が多い。具体的には，バードストライク時の過渡応答解析（GT-14008），クラックロータの振動解析や検証試験（GT-14207, 14415, 15440），モートン効果により生じる熱的不安定振動の解析（GT-14825，14999）などが報告された。また，ロータのバランス法（GT-14191, 15136），ねじり振動検出法（GT-15266），電磁石を利用した遠心圧縮機の運転中加振試験法（GT-14833）なども報告された。

3．ベアリング

専用の試験設備を利用して加振試験を行い，様々な特徴を有する軸受の動特性を計測し，予測値と比較している論文が多い。具体的には，種々のティルティングパッド軸受の設計法，静特性／動特性の解析，実験による検証（GT-14718, 14991, 15151, 16060, 16215, 16319），新型スクィーズフィルムダンパの 静特性／動特性の解析，および実験による検証（GT-14182, 15491, 16329）などが報告された。実験装置に関する論文（GT-15520, 15749）も公表されており，参考になる。

4．シール

バルクフロー理論やCFDを利用して様々なシールの動特性を解析し，実験と比較した論文が多い。具体的には，二相流条件で使用されるシールの動特性の検証（GT-14118, 14268），湿りガス中で使用されるラビリンスシールのクリアランスが動特性に及ぼす影響の検証（GT-14267），段付ポケットダンパシールの動特性の計測と解析（GT-14153），ラビリンスシールのラビング時の挙動に対する検証実験（GT-14918, 15935），蒸気タービンの部分挿入やスワールブレーカが不安定化力に及ぼす影響の検証試験と解析（GT-14155）などが報告された。

5．翼振動

翼振動の論文は，ミスチューン現象の解析，ダンパ翼などの非線形振動の解析，非定常流体力による応答解析（NSVやフラッタを含む）に大別できる。ミスチューン現象の解析モデルは年々緻密になっており，摩擦などの非線形効果を考慮した解析（GT-15225, 15508, 16029），最適化手法と組み合わせた解析（GT-14031, 14468），昇降速中の過渡応答解析（GT-15223, 15693）などが報告された。また，ミスチューン系の振動特性計測法としてBTT（非接触翼振動計測法）に関する論文（GT-14391, 14453, 15054, 15512）も報告された。非線形振動の解析では従来通り摩擦減衰や大変形解析を取り扱った論文が多く，プラットフォーム型ダンパ翼の振動特性（GT-14630, 14642, 14757），ミッドスパンダンパ翼の振動特性（GT-14942），大変形やラージミスチューニングの解析（GT-14199, 14882）などが報告された。非定常流体力に関する論文は，CFDとFEMを組合せて様々な機種に発生する非定常現象を調査している論文が多い。具体的には，蒸気タービン長翼の低負荷・低真空時の減衰特性の計測と解析（GT-15409, 15450），軸流圧縮機で確認されたNSV（Non-synchronous vibration）のメカニズム解明のための解析（GT-15073, 15255, 16011, 16050）などが報告された。また，フラッタ発生時のLCO（リミットサイクル振動）に関してもGT-15442，GT-16253が報告された。GT-15442は多重尺度法を利用してLCOを解析する手法を提案し，実測されたLCOと一致することを示しており，興味深い。

8．蒸気タービン

宮澤 弘法*1
MIYAZAWA Hironori

蒸気タービン関係のテクニカルセッションは8つのセッションが設けられ，Proceedingsに掲載された論文数は31編であった。論文数は一昨年の37編，昨年の34編から引き続き減少傾向となった。発表件数の多かったテーマ順に並べてみると，湿り蒸気（6件），低圧最終段・排気室（5件, うち1件はオンデマンドセッション），オペレーション関係（4件），高圧・中圧タービン（3件），機械的見地（3件），バルブ・シール（2件）となり，昨年と比べると低圧最終段関連の発表件数が大幅に減少した。一方で，湿り蒸気関連の発表件数は昨年度よりも増加した。残りの8件はProceedingsへの論文の掲載のみで，会議での口頭発表がなかった。セッションではZoomのビデオウェビナーを通して行われたため対面での質疑はできなかったものの，チャットのQ&A機能

原稿受付　2020年10月21日
＊1　東北大学　大学院情報科学研究科
〒980-8579　仙台市青葉区荒巻字青葉6－6－01
E-mail: hironori.miyazawa.c3@tohoku.ac.jp

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

を通して活発な議論が交わされた。

低圧最終段と排気室関連のセッションでは，最終段翼列のみのセッションと排気室を含めたセッションにテーマが分けられた。最終段翼列関連では，GT-14667とGT-16146の２件の発表はともに低負荷の運転条件に着目した内容であり，再生エネルギーの台頭による負荷変動への順応性が大きな課題となっていることが窺えた。排気室関連においては，GT-15993においてCFDシミュレーションの結果に基づいた実験計画法（DoE）による排気室形状の最適化設計について報告され，GT-14280においては軸流排気方式の排気室を持つ最終段翼列に関する研究について報告された。

湿り蒸気関連のセッションでは，最多となる６件の発表があり，日本からもJAMSTEC（GT-14752）から翼列を通過する粗大液滴の挙動についてシミュレーションを基にした研究成果の報告とMHPS（現 三菱パワー，GT-16117）から縮小試験機における湿り蒸気の計測およびCFDによる検証について報告があった。全体的に着目されたテーマは分散していたが，GT-16117とGT-15018ではいずれも湿り蒸気を計測するためのプローブの影響ついて取り上げられた。GT-15766では確率論的な手法を用いてWake Choppingの影響を組み込んだ湿り蒸気モデルが提案された。GT-16064では昨年度に引き続き凝縮を伴う流れのLESについて取り上げられ，今年度は翼列流れの実験値とRANS，URANSとの詳細な比較が行われた。

オペレーション関連のセッションでは，４件中３件（GT-14223，14281，14666）が蒸気タービンの予熱システムについて，残りの１件（GT-15369）が冷却塔についての発表であり，いずれも再生エネルギーによる負荷変動がキーワードとなっていた。

高圧・中圧タービン関連では，３件とも異なるテーマが取り上げられた。GT-14329においては摩耗に強いフレキシブルシールを採用したタービン性能の解析が行われ，一般的なラビリンスシールと比較が報告された。GT-14673では実スケールの高圧タービン試験機におけるスラスト力の詳細な計測結果について報告された。GT-15537では起動時の中圧タービンについて，伝熱と流体の連成解析に基づいた熱伝導メカニズムと流動現象についての研究成果が報告された。

機械的見地のセッションでは，GT-16142やGT-14813において最適化やクラッキングの予測などにモニタリング技術を応用する研究内容が興味深かった。また，GT-14007では翼のダンピングのメカニズムや近年の故障事例などについて報告された。

バルブ・シールのセッションでは，バルブとシールについて１件ずつ発表があった。GT-14474では高圧バルブの圧損と流れの変動について実験とCFDによる研究結果が報告された。GT-15130ではタービン設置時に生じるシール間隙の変化の影響について報告された。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

報　告

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞選考結果について

表彰委員会
学術講演会委員会

2020年10月14日㈬，15日㈭に開催されました第48回日本ガスタービン学会定期講演会における「日本ガスタービン学会学生優秀講演賞」の選考結果についてご報告いたします。

本年この学生優秀講演賞の対象となった講演は，空力関係：９件，伝熱関係：３件，性能関係６件，材料関係：２件の合計20件でした。発表内容・発表態度等について，複数の審査員により厳正な評価を行い，全ての審査対象講演の終了後に審査会を開催し，以下のとおり授賞が決定されました。

・東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士２年　　中村 大樹君
　講演題目：「流体-熱-構造連成解析による軸流圧縮機動翼の運転時挙動の検討」
・関西大学大学院理工学研究科システム理工学専攻修士１年　　福岡 儀剛君
　講演題目：「高速応答型PSPを用いたタービン静翼フィルム冷却の非定常計測」

今回，学生優秀講演賞の対象講演20編の発表はいずれも素晴らしく，積極的にご参加頂いた学生の皆様に感謝申し上げると共に，審査をお願いした方々には，全ての審査対象講演の聴講や審査会の開催など貴重なお時間を頂戴いたしましたことを，この場を借りて御礼申し上げます。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

流体-熱-構造連成解析による軸流圧縮機動翼の運転時挙動の検討

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士２年
中村 大樹

この度は，日本ガスタービン学会学生優秀講演賞に選出いただき，誠にありがとうございます。今回の講演では，圧縮機軸内部の冷却空気流を対象とした全周非定常流体解析ならびに連成解析による圧縮機動翼の定常温度分布解析に関してご報告いたしました。ガスタービン起動時のシミュレーションを見据えて，これらの解析手法の改良・開発を続けております。この受賞に慢心せずより一層精進し，起動時挙動に関する知見獲得を目指す所存です。最後に，常日頃よりご指導いただいている渡辺紀徳教授，姫野武洋准教授，研究室の先輩方に，この場をお借りして心より御礼申し上げます。

高速応答型PSPを用いたタービン静翼フィルム冷却の非定常計測

関西大学大学院理工学研究科システム理工学専攻修士１年
福岡 儀剛

この度，第48回日本ガスタービン学会定期講演会にて学生優秀講演賞に選出いただき，誠にありがとうございます。当該研究をこのような形で評価していただいたことはこの上ない喜びであるとともに，今回の栄誉を励みとし、引き続き精進して参りたいと存じます。発表においては，第一線で活躍する研究者の方々から助言やコメントをいただくことで，新たな視点から自身の研究を見つめなおす良い機会となりました。最後に，日ごろからご指導いただいている小田豊准教授ならびに先輩方，コロナ禍においても学会を運営してくださった学会関係者の皆様に深く御礼申し上げます。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

会　告

お知らせ：著作権規程の変更について

論文委員会

海外では著作物の利用を促進するために著作物のオープンアクセス化の動きが活発であり，著作権を著者本人が持つ形が一般的になりつつあります。また，本会のInternational Advisory Committee（IAC）メンバーからも，International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems（JGPP）の論文をオープンアクセス化して欲しいとの要望が上がっていました。

論文委員会では，このような世界的な動向を踏まえ，JGPP論文の著作権を著者本人が持つ形に変更すること，具体的にはCreative Commons（CC）を導入することについて２年前から検討してきました。このたび，理事会での審議を経て，CC導入が正式に決定しましたのでお知らせいたします。2021年１月からは，著作権を本会が持つのではなく，世界標準になっているCC BYライセンスを著者本人が持つ形がJGPPの標準（希望により，他のライセンスを選択することも可能）になります。CC BYライセンスは，著作者の氏名，作品タイトルなどを表示することを主な条件として，改変はもちろん，営利目的での二次利用も許可される最も自由度が高いCCライセンスです。詳細については，本会の著作権規程（＊1）およびCreative Commons Japanのホームページ（＊2）をご参照いただければ幸いです。

（＊1）http://www.gtsj.org/method/copyright_201106.pdf

（＊2）https://creativecommons.jp/licenses/

Asian Congress on Gas Turbines 2020（ACGT2020）延期開催のお知らせ

国際委員会

2020年８月に中国の青島（Quindao）で開催が予定されていたACGT2020は，新型コロナウィルス感染拡大のため，2021年に延期されました。このたび実施計画がまとまりましたので，下記の通りお知らせします。アジア地域におけるガスタービン・エネルギー関連分野の情報交換の場として貴重な機会ですので，皆様奮ってご参加下さいますよう，よろしくお願い致します。

なお，2020年３月に提出済みのアブストラクトにつきましては，そのまま受理もできますし，提出し直していただくことも可能です。今後，著者の皆様に個別に照会致します。

記

会　期：　2021年８月18日㈬～20日㈮（20日は見学会）

場　所：　Qingdao Institute of Aeronautical Technology,
Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences
（新型コロナウィルスの感染状況により，オンラインまたはハイブリッド形式の開催に変更する場合がある。）

スケジュール：　アブストラクト締切　2021年４月１日
アブストラクト採否通知　2021年５月１日
最終論文締切　2021年６月１日

共催団体：Chinese Society of Engineering Thermophysics（CSET）
Korean Society for Fluid Machinery（KSFM）
Indian Institute of Technology Bombay（IIT Bombay）
Gas Turbine Society of Japan（GTSJ）

会議ウェブサイト：http://acgt2020.csp.escience.cn

以上

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

○本会協賛行事○

主催学協会	会合名	協賛	開催日	詳細問合せ先
日本機械学会　関西支部	第372回講習会「実例に学ぶ流体関連振動」	協賛	2021/1/25	URL：https://www.kansai.jsme.or.jp/
日本伝熱学会	日本伝熱学会関東支部セミナー「未利用熱の活用に関する最新研究紹介」	協賛	2021/1/29	URL：http://www.htsj.or.jp/
コージェネレーション・エネルギー高度利用センター	コージェネシンポジウム2021	協賛	2021/2/5	URL：http://www.ace.or.jp
日本陸用内燃機関協会	陸内協第５回技術者講習会	協賛	2021/2/9	URL：http://www.lema.or.jp
日本陸用内燃機関協会	陸内協令和２年度講演会	協賛	2021/2/18	URL：http://www.lema.or.jp
日本工学会	第２回世界エンジニアリングデー記念シンポジウム	協賛	2021/3/4	URL：http://www.jfes.or.jp/
日本機械学会	No.21-16講習会「機械学習×熱・流体工学の最先端」	協賛	2021/3/10	URL：https://www.jsme.or.jp/event/21-16/

▷ 入　会　者　名　簿 ◁

〔正会員〕

福本 倫久（秋田大学）　弓削 輝泰（旭化成）　浅見 海一（超高温材料研究センター）

〔学生会員〕

中島 可能（秋田大学大学院）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

会　告

◇2021年度会費納入のお願い◇

2021年度会費（2021年３月１日～2022年２月末日）を納入いただく時期となりました。会費は，下記の通りとなっておりますので，2021年４月30日までにお納め下さいますようお願い申し上げます。

なお，口座自動振替をご利用の方は，2021年３月23日にご指定の口座よりお引き落としさせていただきます。

＜2021年度会費（不課税）＞

正会員	8,000円
正会員（65歳以上*）	5,000円
学生会員	2,500円
賛助会員　１口	70,000円

（*2021年３月１日現在）

【納入先】

郵便振替：　00170-9-179578
銀行振込：　みずほ銀行　新宿西口支店
　　普通預金口座　1703707
いずれも口座名は，
シャ）ニホンガスタービンガッカイ です。
振込手数料は貴方にてご負担願います。

※会費の納入には，簡単・便利な口座自動振替をお勧め致します。自動振替をご利用されますと，振込手数料は学会負担となります。ご希望の方は巻末の「預金口座振替依頼書」にご記入の上，学会事務局までお送りください。

◇◇◇

2020年度役員名簿

会長 識名 朝春（IHI）

副会長 太田 有（早大）

法人管理担当執行理事 石井 達哉（JAXA），大石 勉（IHI），餝 雅英（川崎重工），岸部 忠晴（三菱パワー）（兼務），村田 章（東京農工大）

公益目的事業担当執行理事 石井 達哉（JAXA）（兼務），伊藤 栄作（三菱重工），岡田 満利（電中研），及部 朋紀（防衛装備庁），岸部 忠晴（三菱パワー），佐藤 哲也（早大），鈴木 伸寿（東芝ESS），新関 良樹（徳島文理大），野崎 理（高知工大），姫野 武洋（東大）

理事 鈴木 雅人（産総研），清野 幸典（東北電力），秡川 宏樹（JALエンジニアリング），福谷 正幸（本田），渡邉 啓悦（荏原）

監事 筒井 康賢（元高知工大），松崎 裕之（東北発電工業）

2020年度委員名簿（順不同）

2020年12月18日現在
○は委員長

倫理規定委員会 ○餝 雅英（川崎重工），大石 勉（IHI），岸部 忠晴（三菱パワー），姫野 武洋（東大），村田 章（東京農工大）

自己点検委員会 ○餝 雅英（川崎重工），大石 勉（IHI），岸部 忠晴（三菱パワー），姫野 武洋（東大），村田 章（東京農工大）

運営委員会 ○村田 章（東京農工大），石井 達哉（JAXA），大石 勉（IHI），餝 雅英（川崎重工），岸部 忠晴（三菱パワー），酒井 義明（東芝ESS），佐藤 哲也（早大），塚原 章友（三菱パワー），寺本 進（東大），姫野 武洋（東大），松沼 孝幸（産総研）

企画委員会 ○岸部 忠晴（三菱パワー），石井 達哉（JAXA），太田 有（早大），餝 雅英（川崎重工），佐藤 哲也（早大），塚原 章友（三菱パワー），姫野 武洋（東大），村田 章（東京農工大），安田 聡（三菱パワー），輪嶋 善彦（本田），渡辺 紀徳（東大）

国際委員会 ○渡辺 紀徳（東大），石井 達哉（JAXA），伊藤 優（東大），岡井 敬一（JAXA），岸根 崇（三菱パワー），邉 英智（本田），渋川 直紀（東芝ESS），谷 直樹（IHI），都留 智子（川崎重工），福田 雅文（高効率発電システム研究所），船崎 健一（岩手大），山根 敬（JAXA），山本 誠（東京理科大）

学術講演会委員会 ○渡邊 裕章（九大），今野 晋也（三菱パワー），岡嶋 芳史（三菱重工），岡本 光司（東大），尾関 高行（電中研），糟谷 宏樹（東芝ESS），北村 英二郎（本田），富永 純一（JFEエンジニアリング），中山 健太郎（川崎重工），野崎 理（高知工大），姫野 武洋（東大），平川 香林（IHI），平野 孝典（拓殖大），藤澤 信道（早大），藤原 仁志（JAXA），松沼 孝幸（産総研），山形 通史（富士電機）

集会行事委員会 ○姫野 武洋（東大），安藤 友香（防衛装備庁），伊藤 栄作（三菱重工），伊藤 祐太（本田），尾崎 喜彦（川崎重工），小沢 寛二（IHI），金澤 直毅（川崎重工），河上 誠（日立），小島 充大（富士電機），澤 徹（東芝ESS），泰中 一樹（電中研），西江 俊介（三井E&Sマシナリー），西村 英彦（三菱パワー），秡川 宏樹（JALエンジニアリング），吉田 征二（JAXA）

ガスタービン技術普及委員会 ○岡田 満利（電中研），石田 克彦（川崎重工），井筒 大輔（三菱パワー），垣内 大紀（IHI），窪谷 悟（東芝ESS），鈴木 正也（JAXA），長谷川 晃（JALエンジニアリング），林 明典（三菱パワー），村田 章（東京農工大），山本 誠（東京理科大），渡辺 紀徳（東大）

学会誌編集委員会 ○佐藤 哲也（早大），荒木 秀文（三菱パワー），壹岐 典彦（産総研），岩井 裕（京大），大塚 裕也（本田），岡村 直行（JAXA），加藤 千幸（東大），金子 雅直（東京電機大），黒瀬 良一（京大），酒井 英司（電中研），佐藤 浩（東京ガス），渋川 直紀（東芝ESS），鈴木 雅人（産総研），清野 幸典（東北電力），田尻 敬次（荏原エリオット），千葉 秀樹（酒田共同火力発電），辻田 星歩（法政大），寺本 進（東大），中野 賢治（IHI回転機械），新関 良樹（徳島文理大），野原 弘康（ダイハツディーゼル），八田 直樹（三井E&Sマシナリー），原 浩之（三菱パワー），福谷 正幸（本田），北條 正弘（JAXA），松崎 裕之（東北発電工業），松田 博和（川崎重工），三ヶ田 一裕（JALエンジニアリング），宮入 嘉哉（防衛装備庁），村上 秀之（NIMS），室岡 武（IHI），森澤 優一（東芝ESS），山下 一憲（荏原），渡邉 啓悦（荏原）

論文委員会 ○山本 誠（東京理科大），青塚 瑞穂（IHI），壹岐 典彦（産総研），大北 洋治（JAXA），小田 剛生（川崎重工），鈴木 雅人（産総研），田頭 剛（JAXA），寺本 進（JAXA），中谷 辰爾（東大），姫野 武洋（東大），山田 和豊（岩手大），山本 武（JAXA），吉岡 洋明（東北大）

ガスタービン統計作成委員会 ○太田 有（早大），赤澤 弘毅（川崎重工），飯塚 清和（IHI），恵比寿 幹（三菱重工エンジン＆ターボチャージャ），佐々木 慎吾（三菱パワー），澤 徹（東芝ESS），須古 弘規（ターボシステムズユナイテッド），藤澤 信道（早大），山上 展由（三菱パワー），米田 幸人（ヤンマーパワーテクノロジー）

産官学連携委員会 ○岸部 忠晴（三菱パワー），壹岐 典彦（産総研），今村 満勇（IHI），岡崎 正和（長岡技科大），及部 朋紀（防衛装備庁），幸田 栄一（電中研），佐々木 隆（東芝ESS），野崎 理（高知工大），原田 広史（NIMS），二村 尚夫（JAXA），松崎 裕之（東北発電工業），吉田 英生（京大），笠 正憲（川崎重工），輪嶋 善彦（本田），渡辺 紀徳（東大）

広報委員会 ○鈴木 伸寿（東芝ESS），壹岐 典彦（産総研），尾関 高行（電中研），酒井 義明（東芝ESS），谷 直樹（IHI），長谷川 晃（JALエンジニアリング），山本 誠（東京理科大），吉田 征二（JAXA）

表彰委員会 ○太田 有（早大），餝 雅英（川崎重工），岸部 忠晴（三菱パワー），佐藤 哲也（早大），姫野 武洋（東大）

将来ビジョン検討委員会 ○高橋 徹（電中研），小田 豊（関西大），賀澤 順一（JAXA），酒井 義明（東芝ESS），柴田 貴範（三菱重工），柴田 良輔（本田），多田 和幸（東北電力），寺本 進（東大），仲俣 千由紀（IHI），姫野 武洋（東大）

男女共同参画推進委員会 ○川澄 郁絵（本田），猪亦 麻子（東芝ESS），川岸 京子（NIMS），都留 智子（川崎重工），森川 朋子（三菱パワー），山上 舞（IHI）

調査研究委員会 ○川岸 京子（NIMS），大北 洋治（JAXA），岡崎 正和（長岡技科大），岡田 満利（電中研），長田 俊郎（NIMS），筧 幸次（東京都立大），金久保 善郎（IHI），岸部 忠晴（三菱パワー），東部 泰昌（川崎重工），野上 龍馬（三菱重工航空エンジン），日野 武久（東芝ESS），輪嶋 善彦（本田）

創立50周年記念事業実行委員会 ○渡辺 紀徳（東大），太田 有（早大），岡田 満利（電中研），佐藤 哲也（早大），鈴木 伸寿（東芝ESS），姫野 武洋（東大），船崎 健一（岩手大），松沼 孝幸（産総研），山本 誠（東京理科大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

編集後記

COVID-19の猛威は一向に衰えず，状況が良くならないまま2021年を迎えてしまいました。人間がちょっと驕っていた報いなのかな，と思ったりもしますが，一方，この環境でやむを得ず実施したリモート環境が結構便利なこと（本編集委員会もずっとWeb会議だけでやってきましたが，なんとかなっています）など，新たな発見もあったのではないかと思います。もちろん，直接の出会いや，直接見たり，聞いたりでないと得られないものもありますし，なにより経済活動へのダメージは計り知れませんので，なんとかこの災厄を克服して，次のステージに進みたいものです。

さて，今回の「電動化とガスタービン」の企画は，実はもっと早い段階で企画されていたのですが，その時点では時期尚早ということで機が熟すのを待っていたものです。ところが，読者の皆様で日本機械学会の会員の方はお気づきになったことと思いますが，日本機械学会誌で似たテーマの企画が同時に走ってしまい，しかも機械学会誌は2020年11月号として先に発行されてしまいました（アンテナが低かったことを反省してます・・）。このため，一部の記事につきましては差別化をはかるように配慮いただくことになりましたが，幸いにして多くの記事については独自の内容のものとなっており，むしろ，ガスタービン学会誌としての特色が出せたかと思います。興味のある方は，読み比べていただくのも面白いかと思います。興味深い記事を執筆いただいた皆様に，深く感謝申し上げます。

菅総理大臣が昨年10月末に表明した2050年カーボンニュートラルの実現は，国際社会からは評価されているようですが，我が国の現状を見ると，非常に高いハードルであることは間違いありません。しかし，この問題についても待ったなしの状態にあることは確実で，今後，国を挙げて一層強力に加速化されるものと思われます。「ガスタービン+電動化」もその中のコア技術として実現することを期待してやみません。

この後記を書いている間，緊急事態宣言が発出され，まだまだ明るい見通しは得難い状況です。皆様，くれぐれも気を付けてお過ごしください。　（新関 良樹）

●１月号アソシエイトエディタ
新関 良樹（徳島文理大学）
●１月号担当委員
岩井 裕（京都大学）
加藤 千幸（東京大学）
佐藤 浩（東京ガス）
中野 賢二（IHI）
金子 雅直（東京電機大学）

（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。

・「低炭素社会の実現に向けた航空機電動化技術研究」……（P2 ～ 7）
・「高温超電導技術を用いた航空機用電気推進システムの開発……（P8 ～ 13）
・「脱炭素化にむけた航空機・エンジン電動化システムの役割」……（P14 ～ 19）
・「推進電動化による技術革新旅客機の構想検討におけるサイジング」……（P20 ～ 25）
・「電動航空機で期待されるエンジン埋め込み・境界層吸い込み効果」……（P26 ～ 32）
・「サイクル解析と重量推算に基づく電動化航空エンジンの性能評価」……（P33 ～ 39）
・「自動車用電動ターボチャージャーの技術動向」……（P40 ～ 45）

☘事務局だより✉☘

新年あけましておめでとうございます。新型コロナウィルスの世界的な流行から早１年。新しい年を迎えてもなお先が見通せず，緊張感の中で過ごす日々はまだまだ続きそうですね。

昨年の春以降，仕事以外での外出といえば主に買物くらいで，実は外食も一度もしていません…。このままでは自粛生活のプロになりそうです（笑）。自宅での生活スタイルにも少し変化がありました。家族がテレワークで毎日家に居るようになり，宅急便の受け取りはもちろん，寒さ厳しいこの時期も，仕事から帰ると暖かい部屋と，炊立てごはん（おかずなし）が用意され，洗濯物も湿気る前に取り込まれています。本音を言えば，あと少し頑張ってもらいたいところですが，ささやかながらこれが我が家のニューノーマルです。

業務の上では，誰もが変化への対応をせまられた1年であったと思います。事務局でも会議や行事のオンライン化に伴い，そこから派生する作業は大部分が見直しとなりました。また，開催延期や中止せざるを得ない行事もあり，皆様には大変ご不便をおかけしてしまいました。何より「対面」での開催ができないことにより，学会ならではの交流の場を設けることがかなわず，心苦しいばかりです。反面，「オンライン」という新しい開催方式が加わったことで，今後の行事の幅が広がるのではと期待もしています。

昨年はコロナに翻弄されてばかりの１年でしたが，withコロナ２年目となる今年は，変化に柔軟に対応しつつ，少しは心に余裕を持って過ごしていきたいと思っております。どうぞ本年もよろしくお願いいたします。　（山本 由香）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2018年７月13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。

1.2．技術論文の投稿については，「技術論文投稿要領」による。

1.3．英文技術論文の投稿については，Instruction to Authors, JGPP（International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems）による。

2．依頼原稿および投稿原稿は，論説・解説，講義，技術論文，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
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．原稿の執筆者は，本会誌の「学会誌原稿執筆要領」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参考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，学会事務局から原則として「学会誌の執筆謝礼に関する内規」第２条に定めた謝礼を贈呈する。

8．非会員の第一著者には掲載号学会誌１部を贈呈する。

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「日本ガスタービン学会著作権規程」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㈱ 企画制作部
学会誌担当：高橋 邦和
〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17 明産西新橋ビル
TEL：03-5157-1277
FAX：03-5157-1273
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領（抜粋）

2018年７月13日改定

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）「学会誌原稿執筆要領」に従って執筆された，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，「学会誌の掲載料に関する内規」第２条に定めた金額の著者負担で４ページ以内の増ページをすることができる。

3．カラー図は電子版と本学会ホームページ上の「技術論文掲載欄」に掲載し，冊子体にはモノクロ変換した図を掲載する。著者が「学会誌の掲載料に関する内規」第３条に定めた金額を負担する場合には，冊子体もカラー印刷とすることができる。

4．投稿者は，「学会誌原稿執筆要領」に従って作成された印刷原稿または原稿電子データを，技術論文原稿表紙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，論文委員会が「論文査読に関する内規」に従って査読を行い，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. 49　No. 1　2021.1
発行日　2021年１月26日
発行所　公益社団法人日本ガスタービン学会
編集者　佐藤 哲也
発行者　識名 朝春
〒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
㊐ 1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17
明産西新橋ビル
Tel. 03-5157-1277　Fax. 03-5157-1273

©2021，公益社団法人日本ガスタービン学会

複写複製をご希望の方へ
公益社団法人日本ガスタービン学会では，複写複製に係る著作権を一般社団法人学術著作権協会に委託しています。当該利用をご希望の方は，学術著作権協会（https://www.jaacc.org/）が提供している複製利用許諾システムを通じて申請ください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.134, 2025/07/15.