

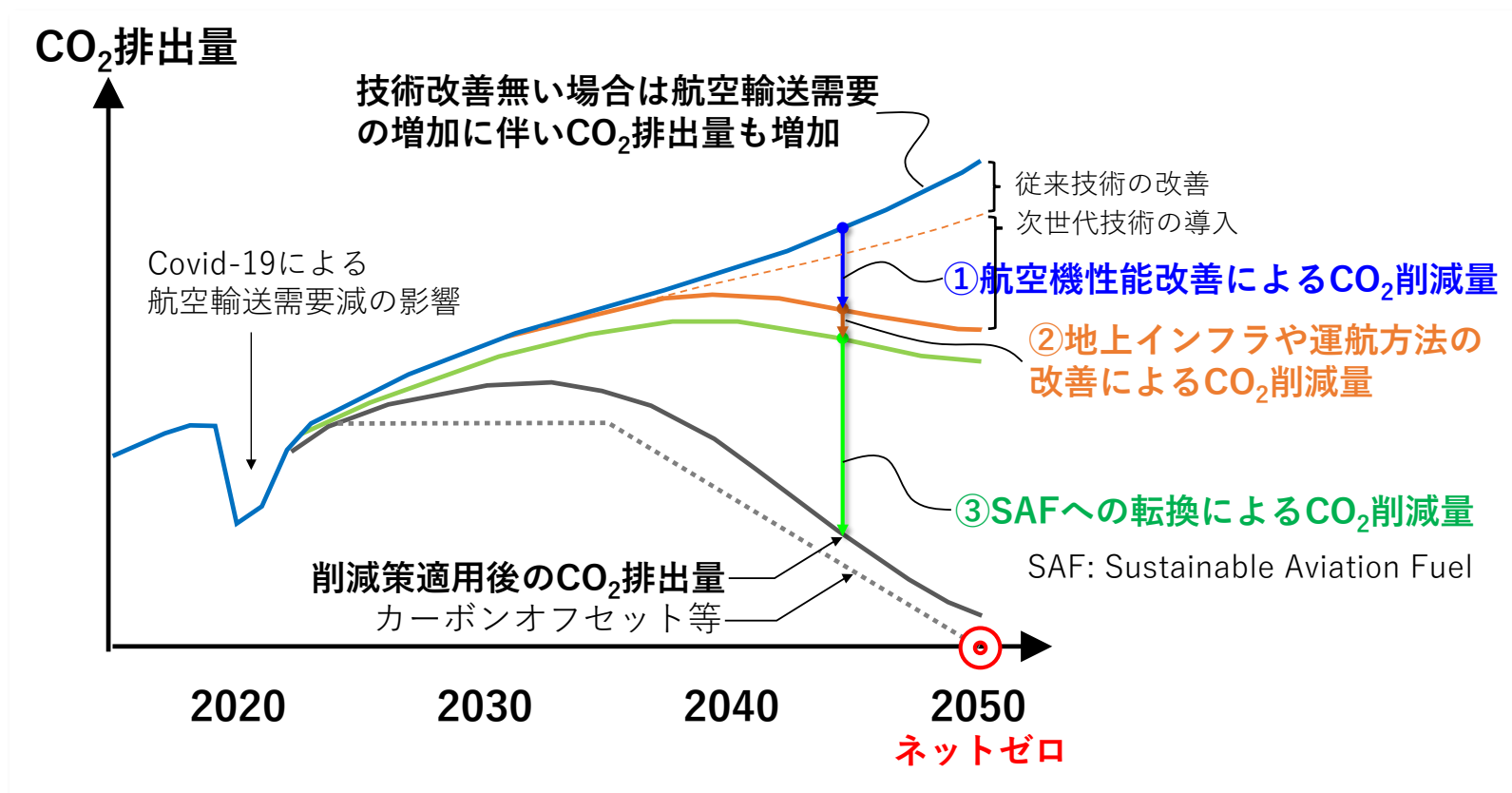
航空機用メガワット級電動ハイブリッド推進システム技術実証 ーCO₂排出量を削減するジェット旅客機のメガワット電力時代開拓を目指してー

宇宙航空研究開発機構 航空技術部門

航空機用メガワット級電動ハイブリッド推進システム技術実証（MEGAWATT）プリプロジェクトチーム長

西沢 啓

1. 背景（社会的要請）



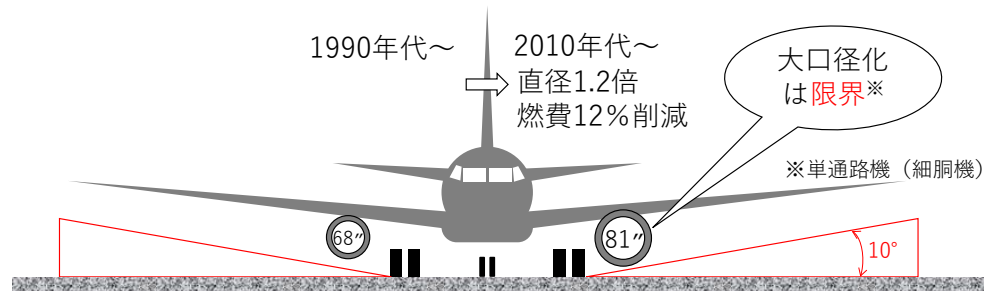
航空業界のCO₂削減目標と削減シナリオ※1

※1：ATAG（Air Transport Action Group）のレポートを参考にJAXAが再作成

出典：<https://aviationbenefits.org/environmental-efficiency/climate-action/waypoint-2050/>

- 2050年の“**ネットゼロ・カーボン**”達成に向けて、SAF、水素、電動化等の次世代技術への期待が高まっている。

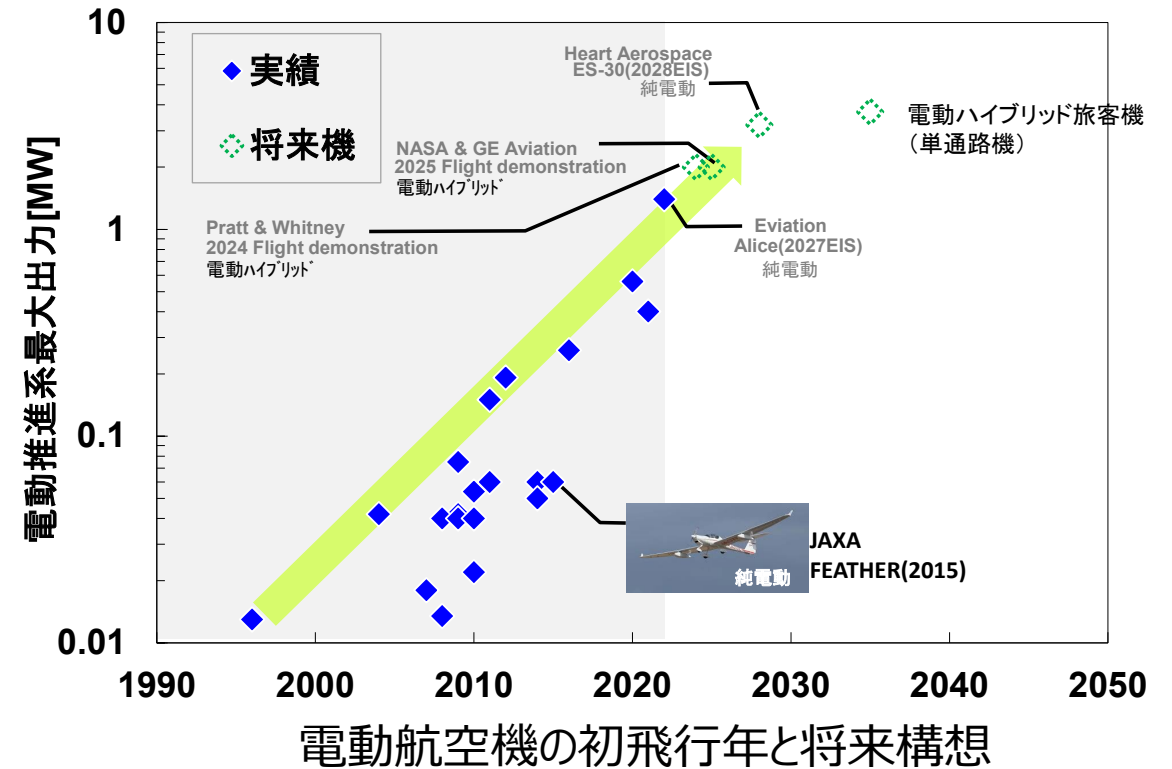
1. 背景（技術動向）



従来エンジン技術（大口径化）の限界

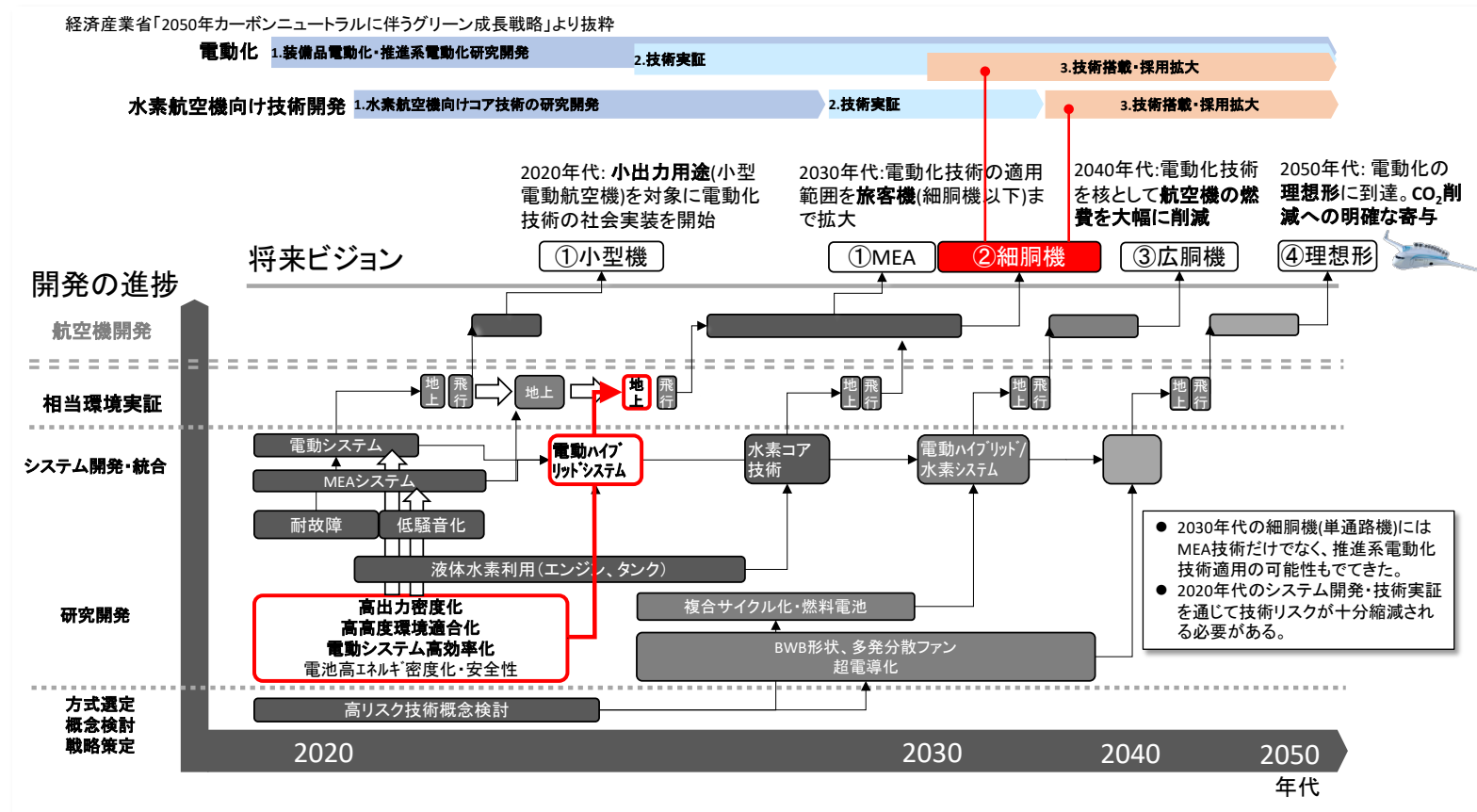
旅客機推進系電動化の研究開発国際動向

企業名	研究開発名	対象	技術方式
GE	EPFD	ターボプロップ機	電動ハイブリッド推進
GE	AMBER	ターボプロップ機	電動ハイブリッド推進 (水素燃料電池)
CFM International	RISE	単通路旅客機	Open fan (電動ハイブリッド含む)
Pratt & Whitney	SWITCH	単通路旅客機	Water-enhanced turbofan (電動ハイブリッド含む)
Pratt & Whitney	STEP-Tech	ターボプロップ機	電動ハイブリッド推進
Rolls Royce	HEAVEN	双通路旅客機	UltraFan(電動ハイブリッド含む)
Rolls Royce	HE-ART	ターボプロップ機	電動ハイブリッド推進



- 従来型エンジンの大口径化は限界に近付いている一方、推進系の電動化技術は着実に進歩
- 2030年代にはMW(メガワット)級の電動推進が実現する可能性あり

2. 研究開発の目的・狙い



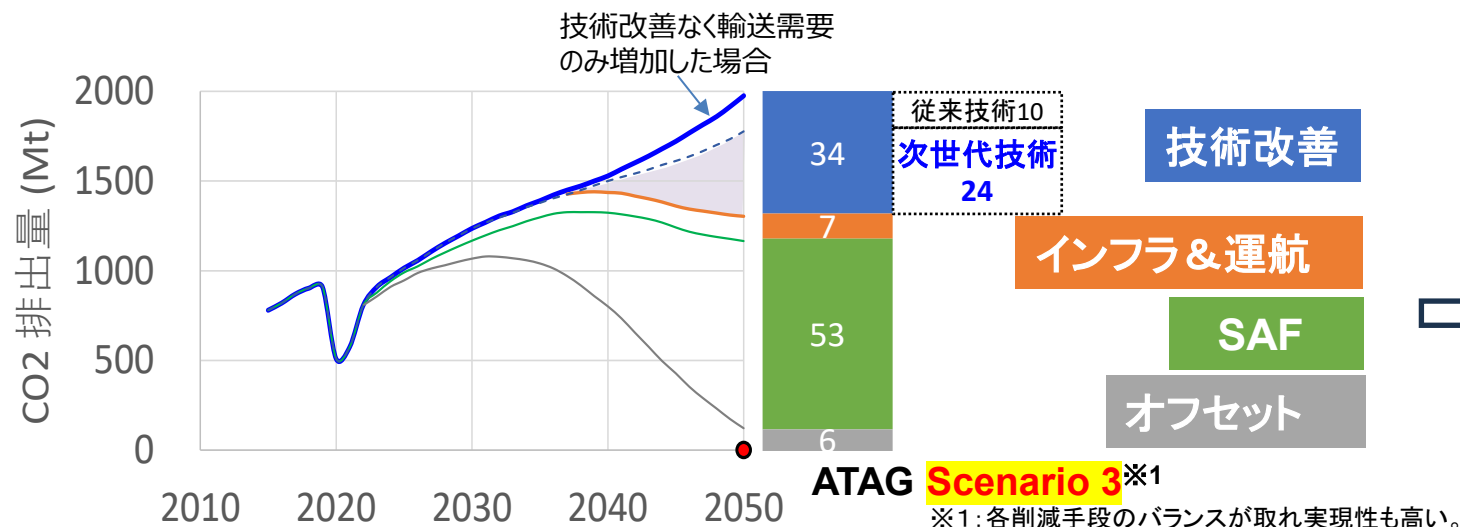
技術ロードマップ（航空機電動化コンソーシアム将来ビジョンから抜粋）

※1出典: https://www.aero.jaxa.jp/about/hub/eclair/pdf/eclair_vision.pdf

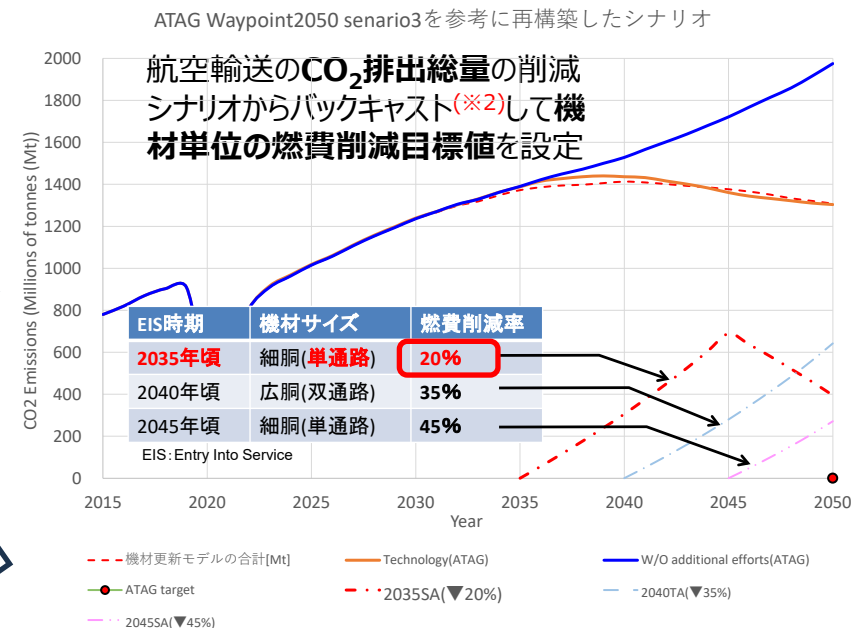
- 燃費性能の限界突破とCO₂排出削減を目指し, JAXAと国内企業の鍵技術を統合して,
ジェット旅客機メガワット電力時代の先駆けとなる。

3. 目標

CO₂削減目標からバックキャストした電動推進による燃費削減率の目標



ATAGのCO₂排出量削減目標と削減シナリオ



(※2)要求されるCO₂削減率は、「機体単位の燃費削減率」「適用機体サイズのCO₂排出量寄与率」「新機材への置換率」の積であるとの仮定のもと、それらをモデル化し算出

(出典: ECLAIR 将来ビジョン ver.1.1)

<https://www.aero.jaxa.jp/news/event/pdf/event211102/program03.pdf>

ATAG Scenario3 を考慮した従来技術 & 次世代技術目標

EIS時期	機材サイズ	燃費削減率目標	従来技術による寄与分	次世代技術による寄与分
2035年頃	細胴(単通路)	20%	(※3) 10%	電動化 10%
2040年頃	広胴(双通路)	35%	(※3) 10%	25%
2045年頃	細胴(単通路)	45%	(※3) 15%	30%

EIS: Entry Into Service

(出典: ECLAIR 将来ビジョン ver.1.1)

<https://www.aero.jaxa.jp/news/event/pdf/event211102/program03.pdf>

(※3)従来技術による寄与分はシナリオ3の従来技術(青点線)に合致するよう機材単位の性能としてモデル化

2035年頃に社会実装する単通路旅客機の目標

[従来技術] = [推進] + [空力] + [構造]により**10%削減**

[電動化] = [電動推進] + [MEA※4]により**10%削減**

※4 MEA: More Electric Aircraft(装備品の電動化)

JAXAの研究開発対象

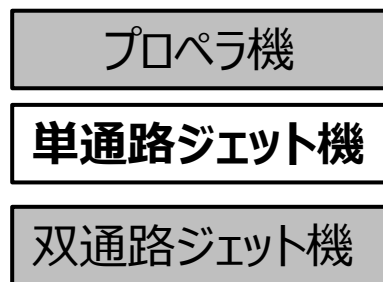
4. 研究開発対象の選定

【選定根拠】CO₂排出削減に寄与 & 2030年代中頃の社会実装に間に合う技術方式

不選定

選定

適用対象



Source: James, D.H. 2015@NASA
CO₂排出量への寄与率

8%

54%

38%

電動化方式

全電動

ハイブリッド

航続距離
500km

既存機並み

例：7000km以上

ハイブリッド方式

シリーズハイブリッド

パーシャルハイブリッド

出力
20MW級

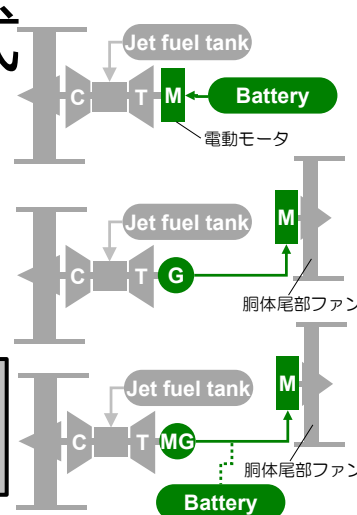
2MW級

推進システム方式

パラレルハイブリッド

ターボエレクトリック

シリーズ・パラレル
パーシャルハイブリッド



電動推進フェーズ

離陸上昇
(フライトエッセンシャル)

巡航
(非フライトエッセンシャル)

離陸上昇
(フライトエッセンシャル)
& 巡航

燃費削減方式

電動ファン

胴体尾部電動ファン

原理
BPR向上

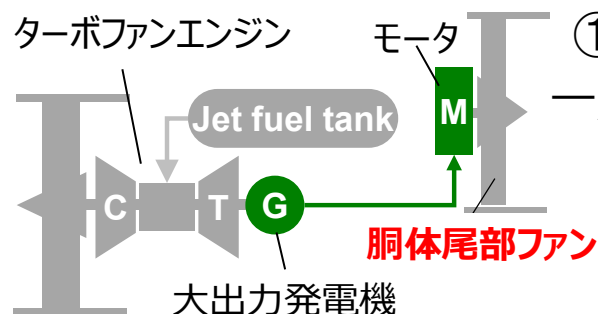
BPR向上
& BLI効果

BPR : Bypass Ratio(バイパス比)
BLI : Boundary Layer Ingestion(境界層吸込み)

- 推力の一部を電力で分担するパーシャルハイブリッド方式のうち、**ターボエレクトリック方式は技術的実現性が最も高い**ので電動ハイブリッド方式の起点となり得る有力な候補として選定

5. 技術課題と解決策

①尾部ファン形態の課題



①尾部ファン形態

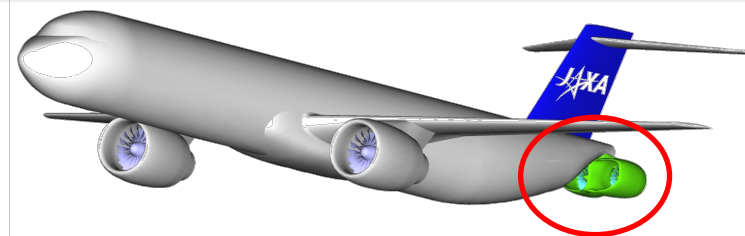
一般的なBLI※1形態には課題あり

※1 BLI (Boundary Layer Ingestion)
胴体尾部ファンで境界層を吸い込む

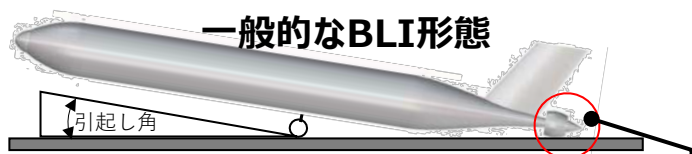
解決策

尾部ファン方式の電動HB推進システム

WAT (Wake Adaptive Thruster :
胴体後流適応型推進器) コンセプト

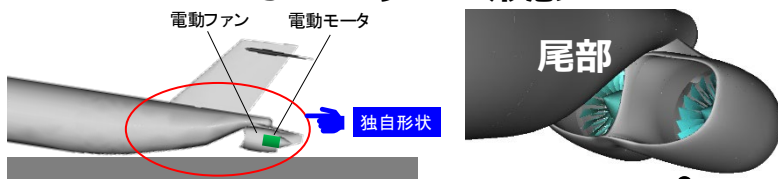


1. 引きし角とファン面積の両立



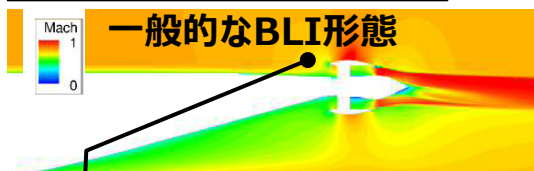
引きし角確保のためファン面積が制限される

JAXAのWAT形態

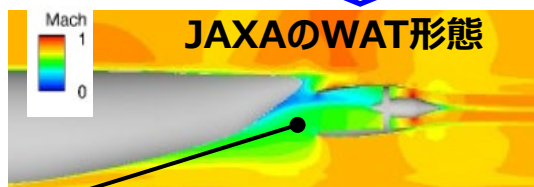


引きし角を確保しつつ胴体尾部形状とナセルレイアウトの工夫によりファン面積も確保し、後流域を効果的に捕捉。

2. 不均一性の緩和



尾部の上側は速い。上下で速度差が大きいので不均一性も大きい。

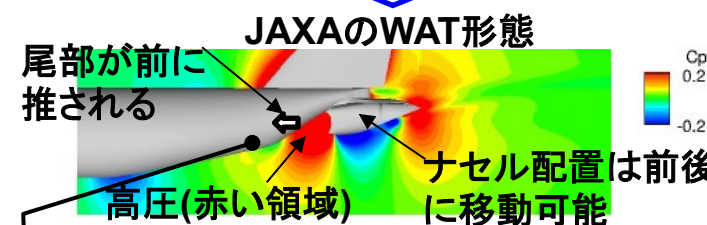


尾部の上側流れを吸込まない形態なので不均一性も小さくファン設計の負担が小さい。
胴体尾部形状を工夫してファン流入条件を改善

3. 空力抵抗増の緩和



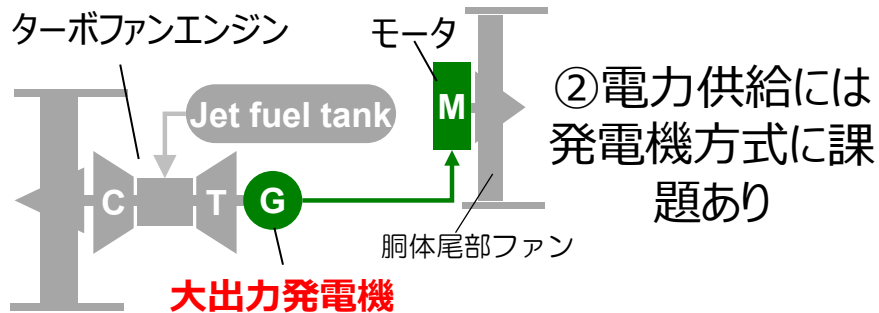
尾部ナセルが胴体尾部を前に推す力は弱い。尾部ナセル位置に自由度もない



ナセルの配置自由度と胴体尾部形状により、尾部ナセルが胴体尾部を前に推す力が発生。尾部ナセル配置による空力抵抗増を緩和。

5. 技術課題と解決策

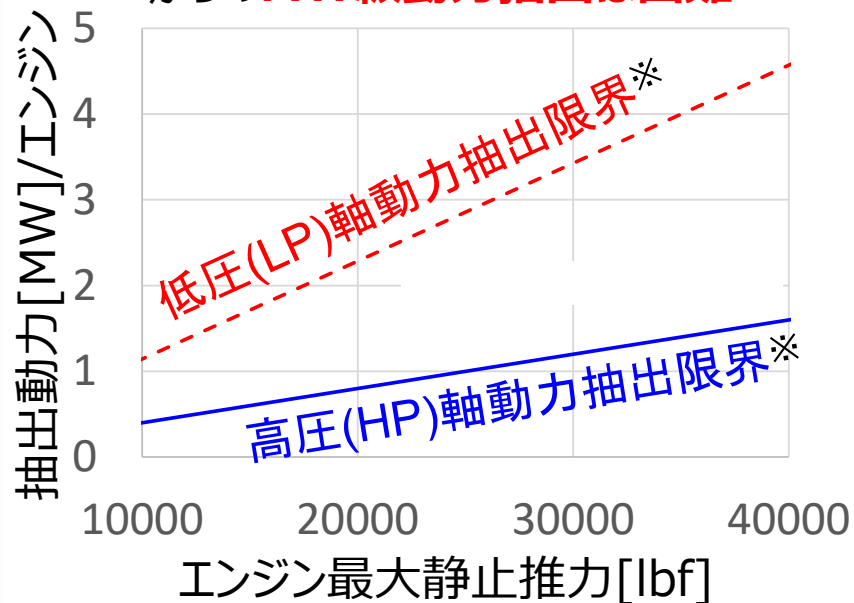
②電力供給の課題



大出力発電機

課題：高圧軸（従来技術）からの**MW級動力抽出は困難**

解決策

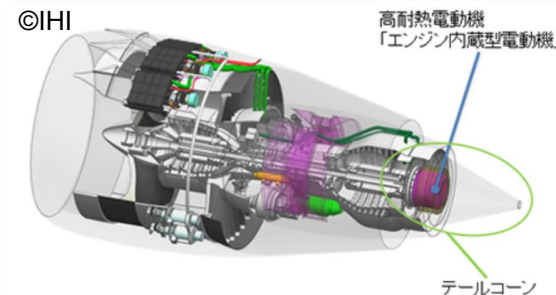


従来方式（高圧軸）発電機の限界

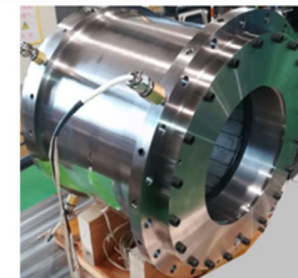
※:PW1133Gの推力がゼロになるときの各軸抽出動力(独立に抽出)を限界値として定義し、最大静止推力に比例配分させて限界値線をプロットした。実際には推力がゼロになるまで軸動力を抽出するわけではないことと、ギア伝達力の制約や、ギア部の空力損失による制約等があり、これより小さい値に制約される。

IHI

世界初、ジェットエンジン後方に搭載可能なエンジン内蔵型電動機を開発



エンジン内蔵型電動機のイメージ図

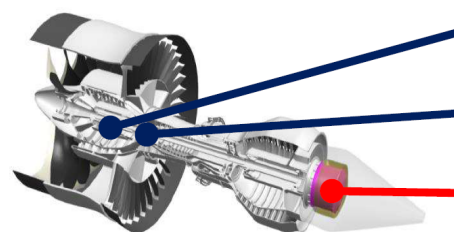


エンジン内蔵型電動機

株式会社IHI, 2020年03月30日プレスリリース,
https://www.ihi.co.jp/all_news/2019/aeroengine_space_defense/1196481_1594.html

コンセプト

➤ 機体システム電動化に伴い増大する電力需要への対応(電動推進含む)



ファン後方 (Rolls-Royce)	課題：メンテナンス性 ⇒取外し時エンジンのばらしが必要
LP軸ギアボックス経由 (P&W)	課題：ギアの耐久性・システム複雑化 ⇒787でギア破損あり(HP軸/IP軸発電機)
テールコーン内LP軸直結 (IHI)	上記課題をいずれもクリア ・高メンテナンス性、ギアレス、システム簡素化

NEDOプロジェクト(2020年度～2023年度)実施中
航空機用先進システム実用化プロジェクト/
次世代電動推進システム研究開発/
電動ハイブリッドシステム

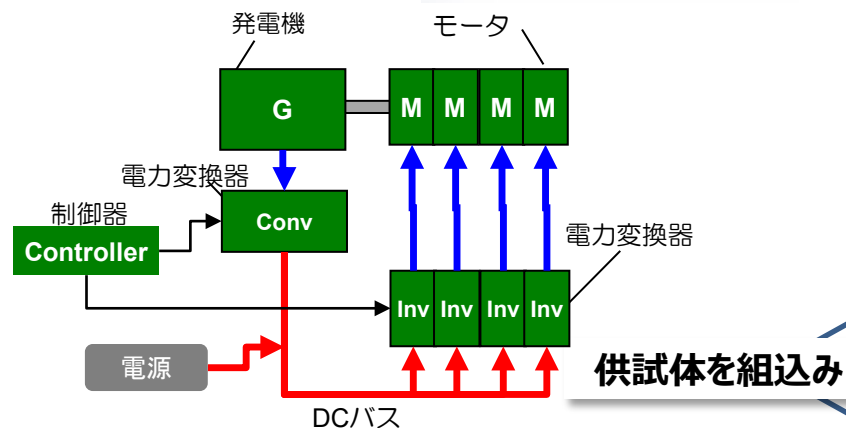
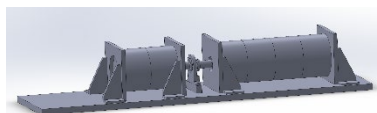
● 国内企業の鍵技術が電動ハイブリッド旅客機実現の**突破口**になる

6. 技術実証の構想

世界初の実証を目指す

航空機用MW級電動ハイブリッド推進システムの技術実証（MEGAWATT） demonstration of Massive Electric Generation for Aircraft and Wake Adaptive Thruster Technologies

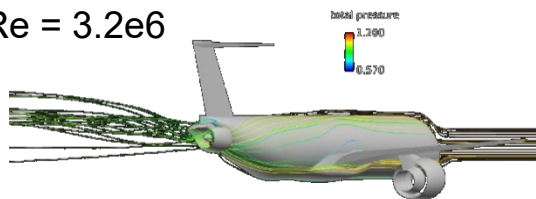
MW級供試体試験



MW級発電電動機試験装置

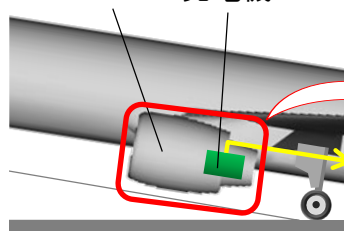
全機CFD/対応遷音速風試

M = 0.78,
風洞Re = 3.2e6



エンジン-発電機統合実証試験

主エンジン 発電機

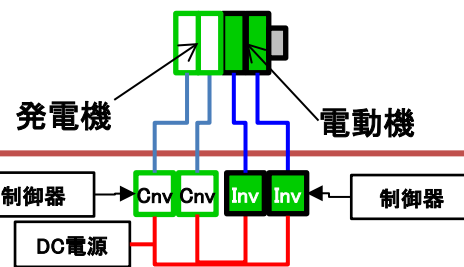
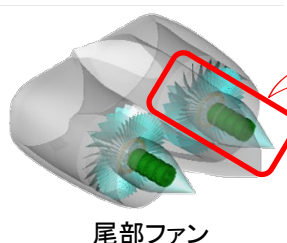


電源システム

- ✓ 実エンジン統合環境
- ✓ 発電機出力性能計測
- ✓ 発電時のエンジン性能計測
- ✓ 模擬故障時の保護機能実証

高空環境実証試験

低圧・低温

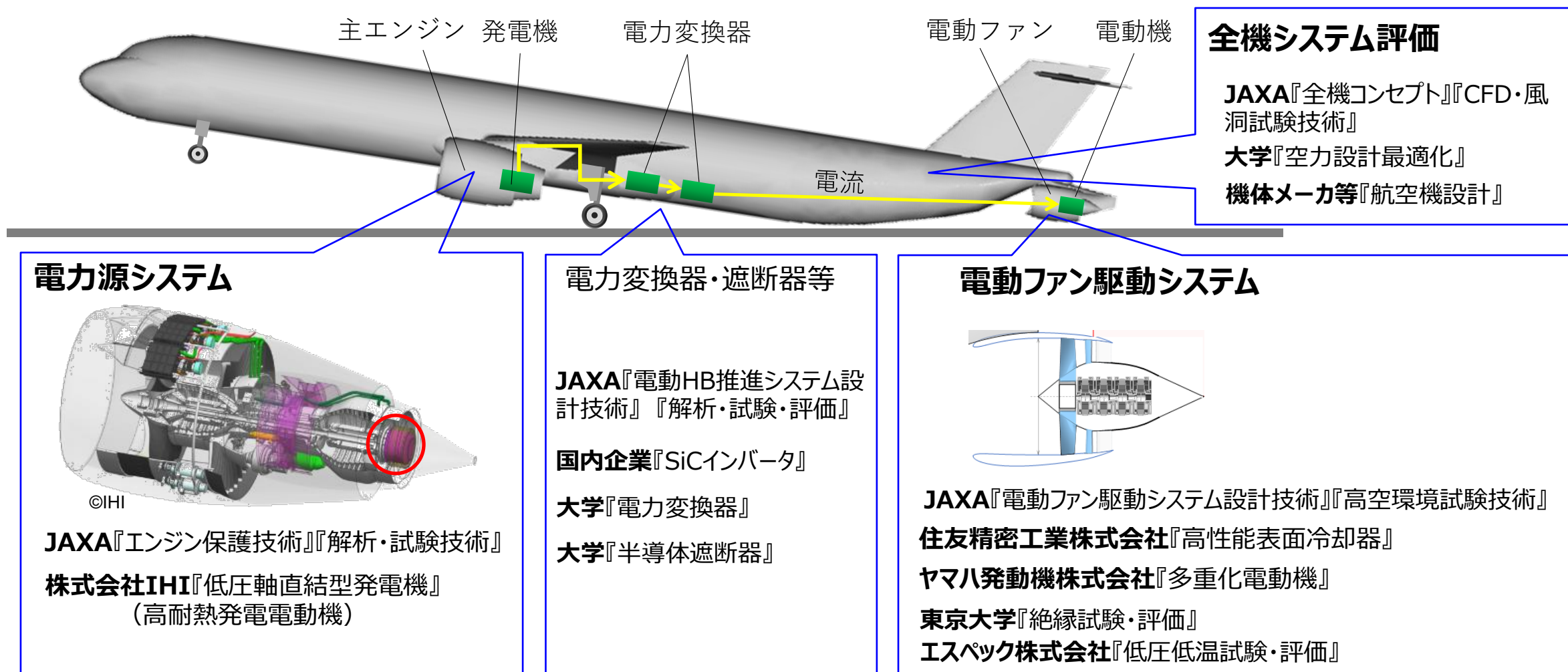


電動ファン駆動システム

- ✓ ナセル内相当環境（低温・低圧）
- ✓ 電動機出力・冷却性能の計測
- ✓ 冷却器の空力損失計測

全機システム性能評価

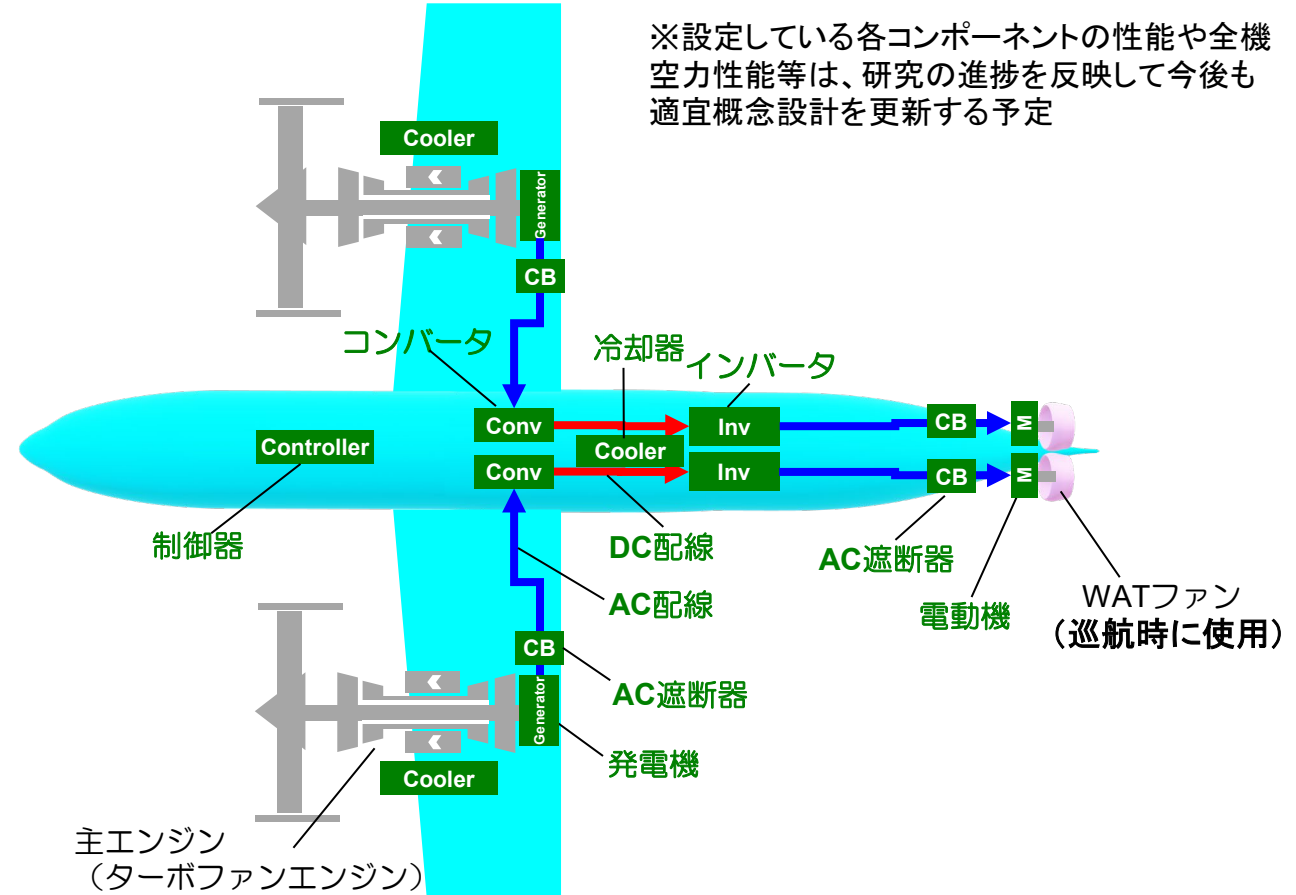
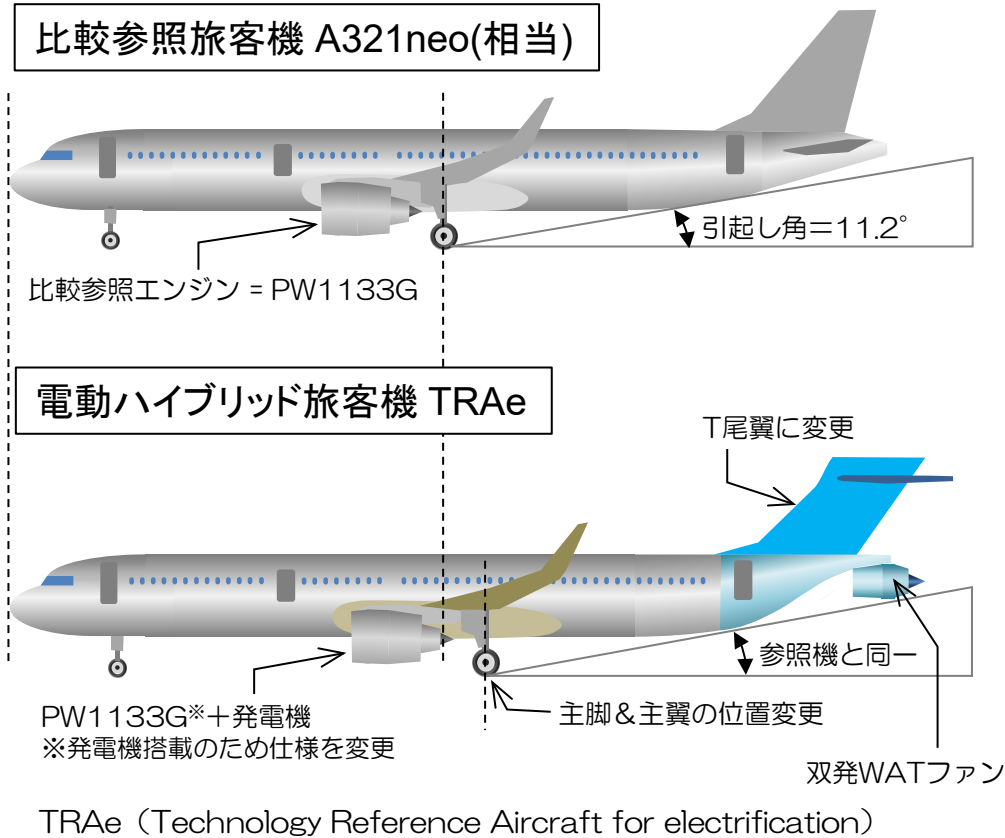
7. 研究開発体制



- 2023年5月1日JAXAにて「MEGAWATTプリプロジェクトチーム」が発足。
- 各社と共研等を開始し、プロジェクト化に向け準備中。

8. 現在までの研究成果

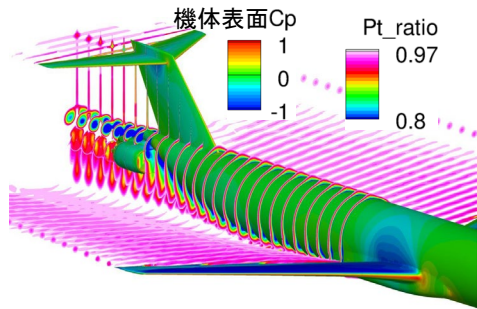
全機システムの概念設計(2023年3月時点※)



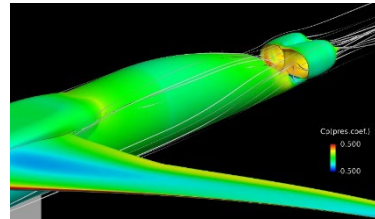
- 2MWの発電機をエンジン低圧軸直結し搭載
- 1.8MWの電動モータで直径1.4mのWATファンを駆動
- 比較参照機に比べて運用空虚重量は増加

- 電動HB推進システムは**巡航時のみ**駆動（ノンフライトエッセンシャルシステム → WATファンが推力喪失しても主エンジン推力で飛行を継続可能）

8. 現在までの研究成果



WATナセルまわりのCFD解析

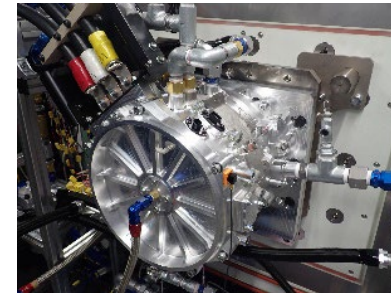


低速条件のCFD解析

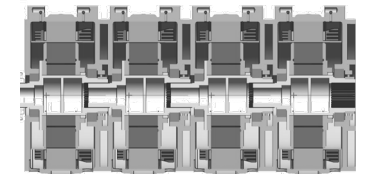


低速風洞試験

WAT形態空力性能のCFD解析と風洞試験



500kW級電動機の運転試験
(400kWまで試験実施)



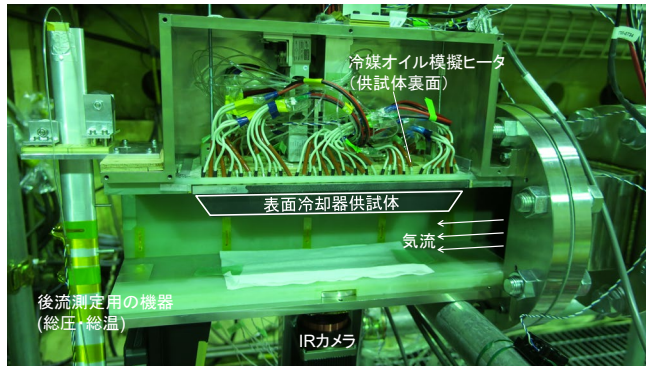
多重化電動機設計
(2MW = 500kW × 4台)



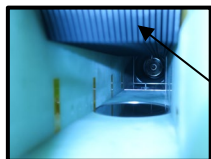
研究開発委託



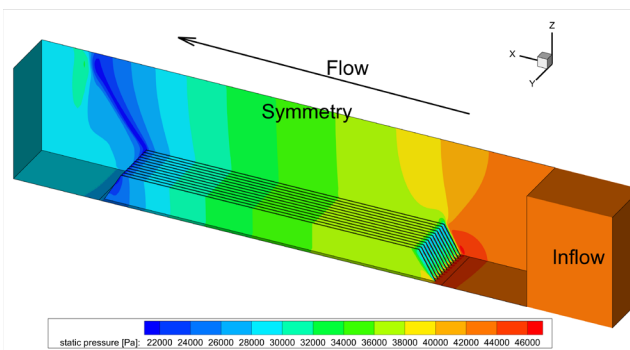
電動機のプロトタイプ開発



表面冷却器の高空環境試験



表面冷却器
(空気側フィン)



表面冷却器周り流れ場のCFD解析

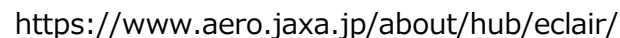


共同研究



住友精密工業株式会社

電動機用冷却器のCFD解析と高空環境試験



13

- Covid-19で航空業界が大きな影響を受けたにもかかわらず、航空分野におけるCO₂排出削減への要求は全世界規模で関心が高まっており、SAF(Sustainable Aviation Fuel)や水素等、新しいエネルギーへの転換が注目される中、電動化技術は依然として次世代技術の有力な候補である。
- 従来のエンジン大口径化が限界に近付きつつある中、推進系の電動化技術は小型機において実用化のフェーズに入りつつあり、近い将来は旅客機に適用可能なMW級の電動推進システムが実現する可能性も出てきた。
- JAXAでは、CO₂削減に寄与する新しい技術方式として推進系電動化を旅客機に適用することを目指し、国内の各機関と連携を図りながら重要技術の研究開発に取り組んでいく。
- 技術研究開発と並行し、得られた知見を迅速に国際的な産業標準に反映していくため、「航空機の脱炭素化に向けた新技術官民協議会」とも連携しながら、標準化活動にも取り組んでいく。



飛びたくなる空を、いつまでも。

電気で飛び、美しい空を、未来へつなぐ。

〔エミッションフリー航空機〕



宇宙航空研究開発機構
航空技術部門
www.aero.jaxa.jp

ご清聴ありがとうございました。