

航空新分野創造プログラム2 電動航空機技術

西沢 啓*

1. はじめに

最近是一般の新聞でさえ航空機電動化の話題を取り上げる機会が増えてきました。航空機は重量の制約が非常に厳しいため、あらゆる乗り物の中でも最後まで化石燃料に依存せざるを得ないとも言われてきました。また、航空機が排出するCO₂の量は全世界の人為的排出量のうちわずか2%程度しかありません。しかし、今後の航空輸送需要は20年間で約2.4倍増加することと、自動車をはじめ他産業における電動化率の拡大や効率化の進展により、航空機由来のCO₂排出量は地球規模でも無視できないほどその寄与が増大することが懸念され始めています¹⁾。

航空機の燃料消費量を削減することはエアラインのコスト削減に直結するため、地球温暖化の問題が顕在化するよりずっと以前から強い燃費削減要求がありました。これまで旅客機の燃料消費量を削減することは、主にターボファンエンジンのバイパス比、つまりファン直径を拡大する努力により行われてきました。しかし、大径化はそろそろ限界に近づいており、新しい技術が模索されています。その一つがエンジンの電動化です。

現用の航空機は原油由来の燃料を用いています。昨今は航空用燃料に対しても多様化が模索されてきた²⁾ため、化石燃料を搭載しないか、または、その使用量を従来に比べ著しく減少させるような新技術を導入した脱化石燃料航空機²⁾(**図1**)に対する関心が高まりつつあります。脱化石燃料航空機のうち推進器の原動機(エンジン)として電動機(以後、電動モータ)を用いたものが電動航

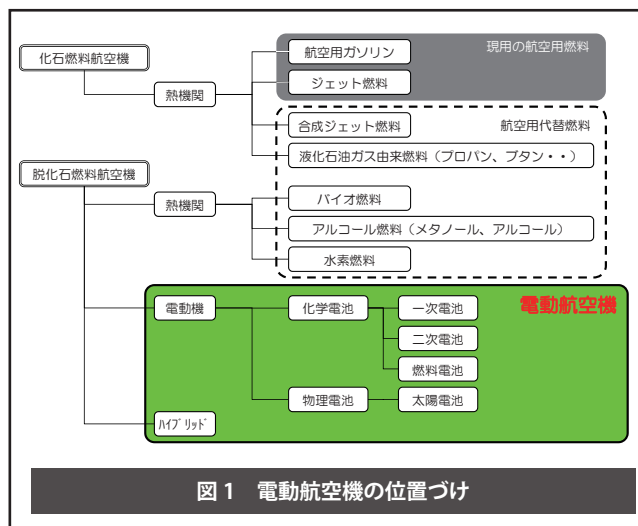


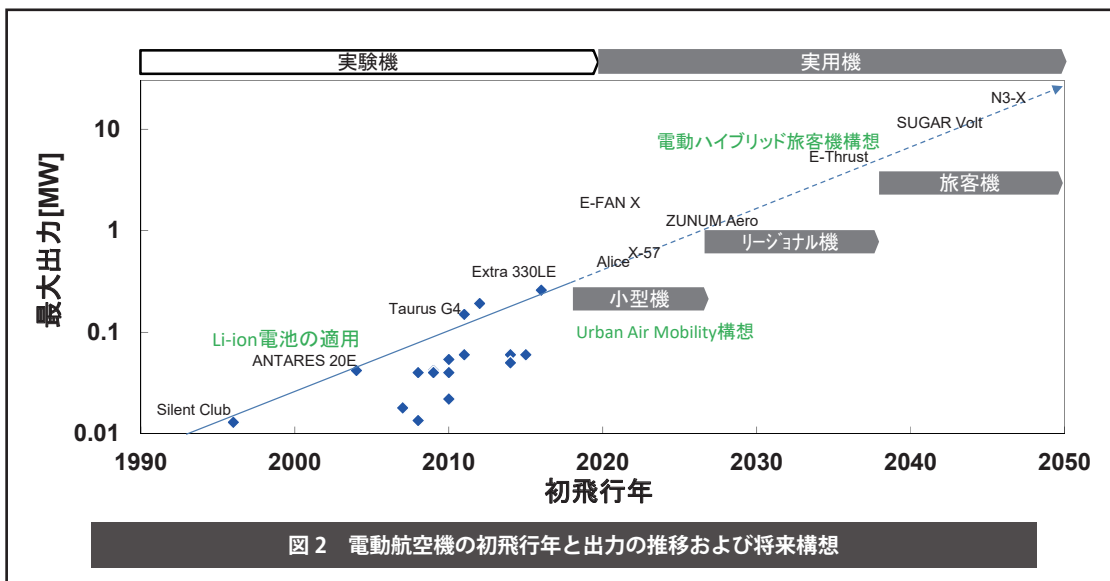
図1 電動航空機の位置づけ

空機(Electric aircraft)または電動推進航空機(Electric powered aircraft)と定義されます。なお、熱機関と電動モータのハイブリッドも電動航空機に含まれます。

いまや航空機も電動化のトレンドと無縁ではなく、世界中で電動航空機の研究開発が行われている状況です。電動航空機の初飛行年と出力の推移および将来構想を**図2**に示します。また、電動航空機の技術動向を**表1**に示します。特にここ数年の電動航空機開発の進歩は著しく、指数関数的に出力が向上しています。また、これまでは研究開発の一環として飛行するケースがほとんどでしたが、今後は実用機の段階に進みます。小型航空機に関しては、電動化にも対応可能なように耐空性基準が最近大幅に改訂³⁾されたことも電動航空機の実用化を促進する要因の一つです。

その先には、旅客機の電動化が予想されています。欧州のエアバスグループが提案している100席級の電動ハイブリッド旅客機“E-Thrust”⁴⁾はそ

* Akira NISHIZAWA
国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
航空技術部門 次世代イノベーションハブ

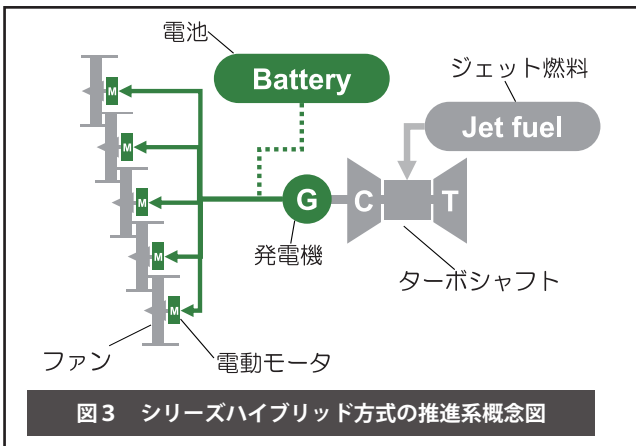


年代	1973～1990	1991～2000	2001～2010	2011～2015	2016～
乗員	1人	1人	～2人	～4人	記録更新なし(2018.3月時点)
速度	～120km/h (Ni-Cd) ～50km/h (太陽電池)	～100km/h	～250km/h	～330km/h	342.8 km/h
距離	～260km (太陽電池)	～30km	～190km(Li-Ion) ～750km(燃料電池)	～400km(Li-Ion)	記録更新なし(2018.3月時点)
モータ最大出力	～10kW (Ni-Cd) ～2.5kW (太陽電池)	～13kW	～92kW	～192kW	～260kW
電動モータ	DCモータ	DCモータ	永久磁石形同期モータ(ネオジウム磁石)	永久磁石形同期モータ(ネオジウム磁石)	永久磁石形同期モータ(Halbach array)
電力源	Ni-Cd電池 太陽電池	Ni-Cd電池	Li-Ion電池、燃料電池、太陽電池	Li-Ion電池、燃料電池、太陽電池	Li-Ion電池、燃料電池、太陽電池
代表例	MB-E1(オーストリア) Solar Challenger(米)	Silent AE-1(ドイツ)	ANTARES 20E(ドイツ) Boeing FC demonstrator(米) Rapid200FC(イタリア) electric SkySpark(イタリア) Solar Impulse1 HB-SIA(スイス)	e-Genius(ドイツ) Taurus G4(スロベニア、米) Solar Impulse2 HB-SIB(スイス) Long-EZ(米) E-Fan(フランス)	Extra 330LE(ドイツ) E-Fan1.2(フランス) Volocopter 2X(ドイツ) Ehang184(中国)

表1 電動航空機の技術動向

の代表例です。従来のターボファンエンジンのバイパス比向上限界を超える提案がなされており、多発化した電動ファンを主翼の付け根に並べることで、ファン面積拡大による推進効率向上と、境界層運動量欠損の補填による空力抵抗低減を狙っています。電動ファンのレイアウト自由度が高いことを利用した電動化ならではのコンセプトであり、また、主電力源は電池ではなく、ガスタービンエンジンの軸動力で駆動される発電機によるため、航続距離の問題は生じません。発電機や変換器、電動モータによる熱損失が追加される分、従来のガスタービンエンジン単体よりも総合的な熱効率が悪化してしましますが、推進効率が向上する効果と空力抵抗を低減する効果により、トータルでは燃費削減効果があるという理屈です。ただし、ガスタービンエ

ンジンに追加される電動要素の分は完全に余分な重量なので、電動モータ等の電動化要素の重量と燃費削減効果はトレードオフの関係になり、相当な軽量化を図らなければ有意な効果は得られません。実際、エアバスグループが掲げている電動モータの目標は、現状レベルに比べて出力密度を2～3倍程度(10～15kW/kg)に増加するというもので、かなり高い目標となっています。にもかかわらず、単なる机上検討ではなく、早くも2020年にはE-FanX⁵⁾という実験機を飛行させ、2MW級の電動モータや発電機の性能を飛行環境下で検証するプロジェクトが進行中です。現在、飛行実証を達成している電動航空機のほとんどは電池のみを電力源とした純電動航空機ですが、エアバスグループが提案したシリーズハイブリッドコンセプト(図3)



業や大学等の活動にとっても意義があると考えたためです。

主に、2012年度はシステムの設計、2013年度はシステムの構築と地上試験、2014年度は試験機への実装と飛行試験を実施し、飛行試験に合わせて航空局の飛行許可も取得しました。構築したシステムには開発要素が多数含まれるため、各種試験による確認の他、JAXA 内部における複数回の設計審査及び安全審査を経てリスクを縮減した後、地上滑走試験へと移行しました。さらに、地上滑走試験の結果をもって航空局から飛行許可を取得し⁹⁾、飛行試験へと移行しました。全プロセスを通じてリスクの識別と分析が行われ都度更新されました。

によって、旅客機のように大出力で航続距離が長いアプリケーションであっても、エンジン電動化の可能性がにわかに現実味を帯びてきました。

2. 航空機用電動推進システム 技術の飛行実証 (FEATHER)

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、独自開発した航空機用電動推進システム技術を飛行実証する研究事業“FEATHER” (Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution) を2012年～2015年にかけて実施しました⁶⁾。

本事業の目的は、①電動航空機技術研究開発の世界的な進歩に対してキャッチアップを図ること、②将来の電動航空機市場で競争力を有する独自技術を獲得すること、及び、③法的要求に合う安全性を実用機で担保した有人飛行の道筋をつけることにより、国内の電動航空機技術の研究開発を促進することの三つです。事業を開始した当時、国内には「自作航空機に関する試験飛行等の許可 (サーキュラー No.1-006)」⁷⁾ による飛行例がわずかに存在するのみでした。これは、航空愛好家が本来飛行すること自体を目的としているもの、スポーツやレクリエーション等の目的で飛行するものを対象としているので、本事業では「製造業者、研究機関等が航空機またはその装備品の研究、開発のために行う飛行」を目的とした「試験飛行等の許可について (サーキュラー No.1-005)」⁸⁾ に基づいて飛行許可を取得することを目指しました。これは、耐空証明を取得するのとほぼ同様な証明が必要なので、JAXA が国内で前例を作ることは、将来の民間企

図4に実証試験機の概要を示します。ベースとなる機体は既存の2人乗りモータグライダー (ダイヤモンド・エアクラフト社製、HK36TTC-ECO) であり、そのエンジン等を取り降ろして、JAXA で開発した電動推進システム等を搭載し、実証試験機を構築しました。改造後の機体は1人乗りとなっています。当実証試験機には以下に述べる二つの独自技術である、多重化モータシステム¹⁰⁾ と回生エアプレーキシステム¹¹⁾ が組み込まれています。

2.1 多重化モータシステム

航空機エンジンの電動化は機体規模が大型になるほど成立性が厳しくなるため、当面はジェネラルアビエーションで使用されるような、一人～数人乗り規模の小型プロペラ機が適用対象となることが想定されています。そのような小型機は旅客機に比べて事故率が桁違いに高いという問題があり、中でも単発機の“Loss of engine power (エンジン出力喪失)”は無視できない事故要因の一つです¹⁰⁾。そこで、FEATHER 事業では、多重化や冗長化が従来のエンジンに比べて容易な電動モータの特性を活用し、故障しても推力の全喪失を回避できる多重化モータシステムを開発することとしました。同システムによる推力全喪失回避のコンセプトを図5に示します。

電動モータを多重化するだけなら技術的には難し

実証試験機の仕様

全幅	16.33m
離陸重量	800kg
座席数	1 (原型機は2)

電動推進システムの仕様

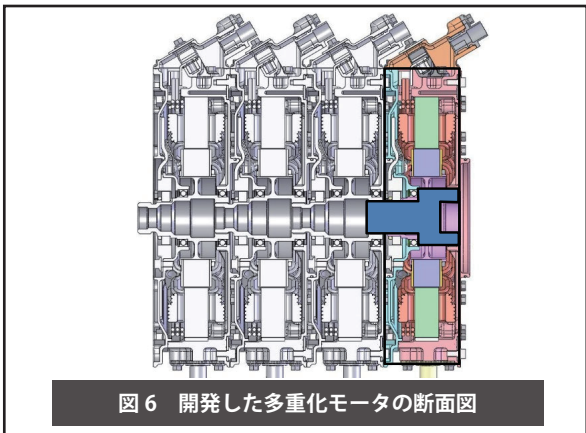
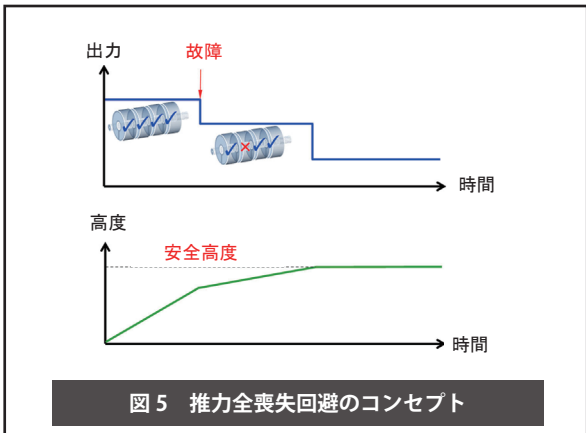
モータ方式/冷却方式	永久磁石同期モータ/水冷
最大出力/最大効率	63kW/94%以上
電力源	Li-ion電池 (70Ah, 128V)
インバータ	IGBT (Si)



①多重化モータ ②パイロットインターフェイス ③高出力密度 Li-ion電池

航空機用電動推進システム

図 4 実証試験機の概要



くありませんが、段数が増えるほどコイルエンドの数が増える分、必ず単独モータより全段の合計重量と容積が増えてしまいます。従って、いかに最小の段数で故障時の推力を確保するか、さらに、コンパクトかつ軽量に設計できるかが重要な技術課題になります。図 6 に開発した多重化モータの断面図を示します。本稿では詳細を割愛しますが、前者の課題に対しては、離陸上昇の最大出力時に一つのモータ要素が故障しても上昇を継続できる出力の確保が可能な最小の段数として4段を選定しました。また、後者の課題に対しては、①各モータ要素を短軸扁平化して軸方向長さを制限、②短軸扁平化に伴う2

次元形状からの乖離に対し、2次元/3次元複合磁場解析を適用、③各要素を凹凸嵌合形状とし、重量・容積を最小化するなどの手法を適用し、多重化の課題を解決しました。

開発した多重化モータの効率は94%以上、出力密度は減速機を除いて2kW/kgと、既存の電動航空機に搭載されている電動モータ(単独モータ)の性能と比べても遜色ない効率及び出力密度性能⁶⁾を実現できましたが、その後、ドイツのシーメンス社から出力密度5kW/kg超の航空機用電動モータが発表されました¹²⁾。出力密度を飛躍的に向上す

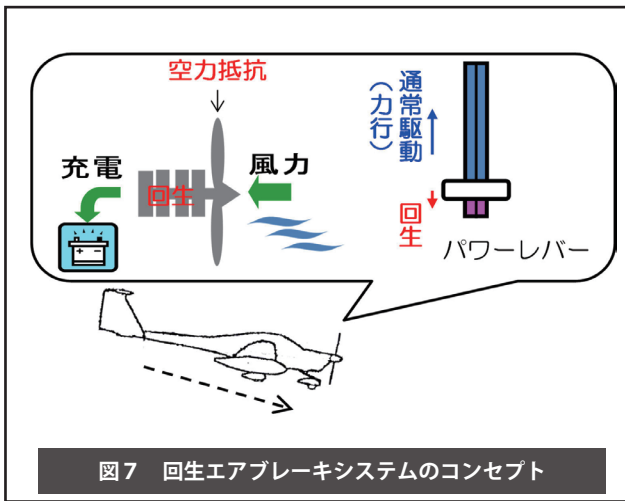


図7 回生エアブレーキシステムのコンセプト

るための革新的技術が導入されており、当該分野における進歩のスピードは予想以上に速いと言えます。当事業においては、多重化モータであっても既存の電動航空機に採用されている単独電動モータの出力密度を超えることを性能目標とし、モータ性能の向上を図るよりは有人機に搭載して実飛行に供することを優先していたので、採用したモータ技術の基盤は既知の技術で固めてリスクを最小限に抑える方針としました。しかし、今後は国内のモータ関連企業との連携も密に図り、挑戦的で革新的なモータ技術を飛行実証することも視野に入れていく必要があると考えています。

2.2 回生エアブレーキシステム

電動モータのもう一つの特性として多機能性があり、原動機としてだけでなく発電機としても使用できることはハイブリッド自動車でもよく知られています。本実証試験機には降下時にプロペラを風車のように作動させてモータで発電する回生機能を組み込みました。さらに、回生時にプロペラに発生する空力抵抗の大きさをパイロットがパワーレバー操作で調整できる機能も付加し、電力回生機能のみならずエアブレーキの代替機能も備えた回生エアブレーキシステムを開発しました。同システムのコンセプトを図7に示します。

電動モータを発電機として駆動し、電力回生すること自体は難しいことではありませんが、負荷としてプロペラが用いられると以下の課題が生じます。モータを正の出力で駆動(力行)する操作と負の出

力駆動(回生)する操作のうち、出力増加側は例え機体が地上で停止していてもレバー操作通りの出力が得られますが、回生側は対気速度がゼロならば回生量もゼロとなるように回生電力は対気速度に大きく依存するため、単純にレバー位置だけで回生量を決めることができないという課題があります。対気速度の計測値をフィードバックして制御する方法も考えられますが、ピトー管の応答性の悪さや故障の影響を受けてしまうため、できればシステム構成要素は増やしたくありません。

JAXAの技術では対気速度の計測値を用いることなく、その対気速度で得られる最大の回生量を常にレバー操作のみで指定できるようにしたところが独自であり、この結果パワーレバー一つで「電力回生」と「エアブレーキ的機能」の二つの機能を操作可能な、回生エアブレーキシステムが実現できました。パワーレバーをニュートラル位置より前に押すと「出力増加」、後ろに引くと「回生=ブレーキ」に入るという構造で、レバーを引く量により「回生量=ブレーキ量」を自在に変化させるように設計しました。

これにより、今までパワーレバー以外に、エアブレーキレバーという別の操作装置が必要だったパイロットの操縦負荷も軽減されることが期待できます。実証試験では、パイロットの操縦負荷も評価し、インターフェイスとしての課題を抽出しました。

このように、電動モータの多機能性を活用すると、一つのシステムに複数の機能を持たせることができるため、重量ペナルティなく機能の新規追加ができます。これは電動化の大きな利点です。機能追加により操作装置や表示装置の数を削減できれば、パイロットの操縦負荷軽減の効果もあり、安全性の向上も期待できます。本回生エアブレーキシステムの場合は、従来の機械的エアブレーキ構造を不要にできる可能性もあり、電動化によって付加価値を向上できる一例を示したものといたします。

3. 飛行実証試験

飛行試験に至るまでには各種の地上試験(図8)を経て、航空局の試験飛行許可を取得しました⁹⁾。



本稿では、飛行試験の最終段階である場周飛行試験の概要についてのみ述べます。場周飛行試験は2015年2月に岐阜県岐阜飛行場にて実施されました。場周高度は対地高度で約300mから約600mの範囲としました。多重化モータシステムの機能実証試験に関しては、離陸上昇中に多重化モータにおける一つのモータ要素を模擬故障（トルクを故意にゼロにする）状態とし、その後残ったモータ要素の出力のみで上昇を継続しました。これにより、多重化モータシステムによる推力全喪失回避機能を実証しました。エネルギー回収試験に関しては、着陸降下中にモータを発電側（負のトルク側）で駆動し、発電した電力を電池に充電しました。パワーレバーの操作量を変化させることにより降下率と発電電力が変化すること、また、従来のエアブレーキを用いなくても降下・着陸が可能であることを実証しました。さらに、上昇気流中において高度を維持しつつ発電する“Regenerative soaring”¹³⁾を検証しました。

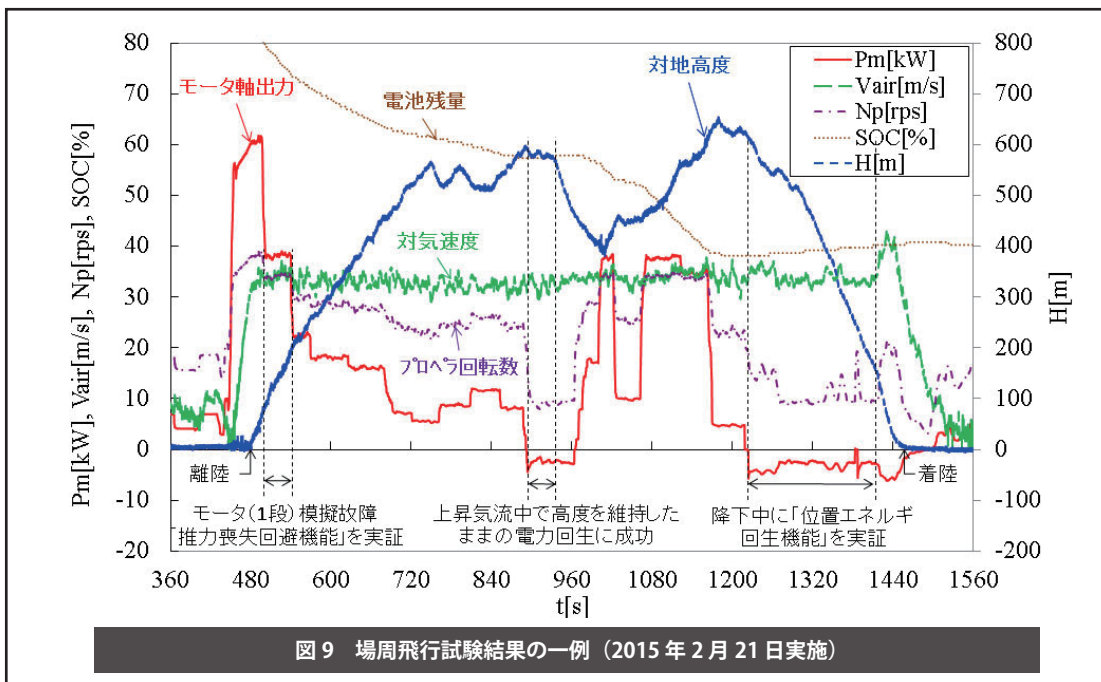
以上の試験データは機上に搭載された計測システムにより取得し、飛行後回収されました。

飛行試験により取得されたデータの一部を図9に示します。横軸の時刻はデータ取得開始からの経過時間です。t=360s-480sにおいては、モ-

ータ軸出力 P_m が約55kWになるようパワーレバーでトルク設定した後、滑走を開始しました。その後機速 V_{air} の増加によってプロペラ回転数 N_p が増加するため P_m も増加し、最大で約63kWの出力に達しました。

t=480s-600sにおいては、離陸後、パイロットは模擬故障スイッチを操作して一つのモータ要素のトルクを人為的にゼロにし、 P_m の急激な減少が確認されました。このとき P_m は最大出力63kWの3/4よりもさらに低い値（約38kW）に収束しますが、これはトルクが最大値の約3/4になったために、 N_p が減少することによります。この状態をしばらく維持し、対地高度 H が増加を継続できることを確認して、推力全喪失回避機能が実証されました。なお、模擬故障状態中の上昇率は最大出力時のそれと比べて低下していることが H の勾配の変化から推定できます。

t=840s-960sにおいては、模擬故障状態での試験を終了した後、パイロットは模擬故障状態から通常状態へと復帰し、さらに出力を絞って上昇気流を探索しました。上昇気流中で滞空していることを確認し、パワーレバーを再生モード（RGN: Regeneration）側に引いて、電力回生を開始し



した。P_m が負の値になっており、かつHがほとんど変化しないことから、“Regenerative soaring” (図 10) が実現できていることを確認しました。

t=1200s-1440s においては、場周飛行の最終段階として、降下着陸時に電力回生を実施しました。その際通常のアブレーキは閉のままとし使用せず、パワーレバーを調整して、発電力と降下率が変化することを確認しました。降下時の電力回生によりバッテリーの残量 SOC (State of charge) の値が増加していくことが確認できました。これらによ

り回生エアブレーキシステムのコンセプトが実証されました (図 11)。

独自開発したエンジンで有人飛行することは JAXA として初の試みであり、旧 NAL (航空宇宙技術研究所) も含めると飛鳥プロジェクト¹⁴⁾ 以来約 30 年ぶりの挑戦でした。また、国内全体で見ても、有人電動航空機として初めて場周飛行まで達成でき、飛行許可を取得するプロセスも含めて貴重な前例となりました。

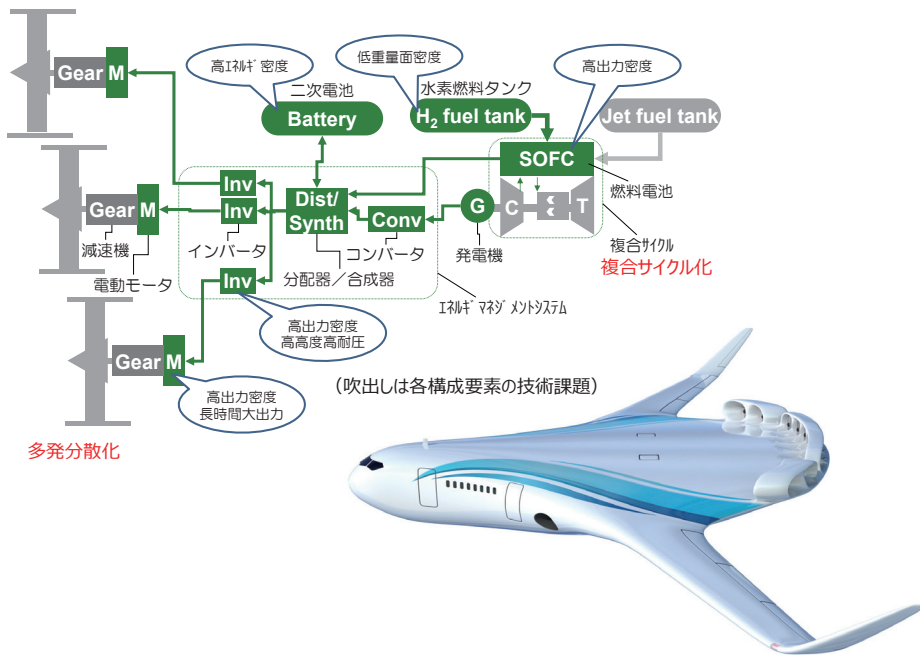


図 12 JAXA が提案する新方式電動ハイブリッドエンジンの構想 (上) と「エミッションフリー航空機」のイメージ図 (下)



図 13 航空機電動化コンソーシアム

4. これからの電動航空機技術研究

FEATHER 事業を通じて得られた知見に基づき、多重化モータ技術をさらに拡張して現在はドイツ航空宇宙センター (DLR) との共同研究に発展している他、将来の電動旅客機を目指したエミッションフリー航空機技術の研究も進行中です。

機のイメージを示します。ガスタービンエンジンと燃料電池を組み合わせた複合サイクル化によって熱効率を向上するとともに、電動分散ファンにより推進効率の向上も目指しています。

JAXA では国内主要企業及び経済産業省と共に 2018 年 7 月に航空機電動化コンソーシアム (図 13) を発足しました。当コンソーシアムでは、①航

図 12 に JAXA が目指すエミッションフリー航空

空工学分野のみならず異分野も含めた連携と協調により、CO₂ 排出などの環境負荷の抜本的な低減を目指した航空機の電動化を実現する革新的な技術を創出すること、②我が国の航空産業の飛躍的な規模の拡大に向け、産業界のイニシアティブ醸成のための産学官連携推進の基盤を構築・提供することを目的としています。

ICAO や IATA が掲げる航空機の CO₂ 排出量削減目標¹⁾を達成できるような航空機の将来像は、まだ世界各国でもコンセプト提案の段階です。今後はいかに効果的な技術をより早く実現するか、どのようなプロセスで実現していくかが、地球環境の側面のみならず、産業としての競争力獲得の面からも特に重要であり、JAXA はコンソーシアムの活動を通じて、国内企業、研究機関、大学等と強力な連携の下、国際競争力の高い航空機電動化技術の獲得を目指していきます。

参考文献

- 1) WORKING PAPER DEVELOPED FOR THE 38th ICAO ASSEMBLY Sept/Oct 2013 “Reducing Emissions from Aviation through Carbon-Neutral Growth from 2020”
- 2) 岡井敬一，西沢啓，“えあろすべーす ABC 基礎・応用編 脱化石燃料航空機”，日本航空宇宙学会誌 2010 年 10 月号
- 3) Federal Aviation Association, “Revision of Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes”, Federal Register Vol. 81, No. 251, December 30, 2016

- 4) AIRBUS Group, "E-Thrust Electrical distributed propulsion system concept for lower fuel consumption, fewer emissions and less noise", <http://company.airbus.com/news-media/media-item=2efe334d-1141-403c-8449-1b7180c8e7fa~.html#>
- 5) AIRBUS Newsroom, "Airbus, Rolls-Royce, and Siemens team up for electric future Partnership launches E-Fan X hybrid-electric flight demonstrator", 28 November 2017, <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/11/airbus--rolls-royce--and-siemens-team-up-for-electric-future-par.html>
- 6) 西沢啓他 9 名, “航空機用電動推進システム技術の飛行実証”, JAXA-RM-16-006, 2017
- 7) 自作航空機に関する試験飛行等の許可について, サークュラー No.1-006, <http://www.mlit.go.jp/common/001087991.pdf>
- 8) 試験飛行等の許可について, サークュラー No.1-005, <http://www.mlit.go.jp/notice/noticedata/pdf/201401/00005486.pdf>
- 9) 飯島朋子, 小林宙, 山崎宏二, 西沢啓, “電動航空機の試験飛行許可取得”, JAXA-RR-17-001, 2017
- 10) 小林宙, 西沢啓, 飯島朋子, “航空推進用多重化モータの開発と飛行実証”, 航空宇宙技術, 16 巻 p. 115-122, 2017
- 11) 西沢啓, 小林宙, 藤本博志, “航空機用回生型電動推進システムの飛行実験”, 第 47 期日本航空宇宙学会年会講演会, 1A21 (JSASS-2016-1020), 2016
- 12) Siemens Press, Siemens develops world-record electric motor for aircraft, PR2015030156COEN, [http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content\[\]=Corp, 2015](http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content[]=Corp, 2015)
- 13) Barnes, J., "Flight Without Fuel - Regenerative Soaring Feasibility Study," SAE Technical Paper 2006-01-2422, 2006, doi:10.4271/2006-01-2422
- 14) 中野不二男, 大いなる飛翔, 新潮文庫, 1991