

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

### 航空機用電動推進システム技術の飛行実証

Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for  
Harmonized Ecological Revolution (FEATHER)

西沢 啓, 小林 宙, 飯島 朋子, 山崎 宏二, 奥山 政広, 田頭 剛,  
平野 義鎮, 吉村 彰記, 進藤 重美, 岡井 敬一

Akira Nishizawa, Hiroshi Kobayashi, Tomoko Iijima, Kohji Yamazaki,  
Masahiro Okuyama, Takeshi Tagashira, Yoshiyasu Hirano,  
Akinori Yoshimura, Shigemi Shindo and Keiichi Okai

2017年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

1. はじめに .....	2
2. FEATHER 事業の概要 .....	2
3. 電動推進システムの概要 .....	4
3.1 多重化モータシステム .....	5
3.1.1 提案するコンセプト .....	5
3.1.2 技術課題と解決策 .....	5
3.2 回生エアブレーキシステム .....	7
3.2.1 提案するコンセプト .....	7
3.2.2 技術課題と解決策 .....	8
4. 飛行実証試験 .....	9
5. 試験結果 .....	9
6. サクセスクライテリアの達成結果 .....	11
7. まとめ .....	11
謝辞 .....	12
参考文献 .....	12

# 航空機用電動推進システム技術の飛行実証

西沢啓<sup>\*1</sup>、小林宙<sup>\*1</sup>、飯島朋子<sup>\*1</sup>、山崎宏二<sup>\*5</sup>、奥山政広<sup>\*2</sup>、田頭剛<sup>\*1</sup>、平野義鎮<sup>\*3</sup>、吉村彰記<sup>\*3</sup>、  
進藤重美<sup>\*4</sup>、岡井敬一<sup>\*1</sup>

## Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution (FEATHER)

Akira Nishizawa<sup>\*1</sup>, Hiroshi Kobayashi<sup>\*1</sup>, Tomoko Iijima<sup>\*1</sup>, Kohji Yamazaki<sup>\*2</sup>, Masahiro Okuyama<sup>\*1</sup>,  
Takeshi Tagashira<sup>\*1</sup>, Yoshiyasu Hirano<sup>\*1</sup>, Akinori Yoshimura<sup>\*1</sup>, Shigemi Shindo<sup>\*1</sup> and Keiichi Okai<sup>\*1</sup>

### Abstract

JAXA promoted the Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution (FEATHER) project to hasten electric aircraft development in Japan. JAXA performed the flight tests on its electric propulsion system for aircraft of FEATHER project in February 2015 at the Gifu Air Base. The tests not only demonstrated that JAXA's electric propulsion system delivers the high efficiency and high power density performance but also showed that JAXA's unique regenerative airbrake system allows the propeller and motor to generate electric power as the aircraft is descending—while also serving as a substitute air brake—and that the multiplexed motor system ensures better fault tolerance in flight.

**Keywords:** Electric Aircraft, Electric Propulsion System, Flight Demonstration, Manned Flight, Regenerative Motor, Regenerative Soaring, Multiplexed Motor, Fault Tolerant Design, Li-ion Battery

### 概要

国立研究開発法人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年にかけて実施した。

本事業を通じて、二つの独自技術である多重化モータシステムと回生エアブレーキシステムを開発し、実証試験機にて有人飛行実証を達成した。

前者は多重化されたモータ構造「多重化モータシステム」を利用して、離陸上昇中に一部が故障しても残存したモータの出力で上昇を継続できる「推力全喪失回避機能」を備えており、単発プロペラ機のエンジン故障事故回避に有用である。

後者は降下時にプロペラを風車のように作動させて位置エネルギーを電力として回生・充電する「位置エネルギー回生機能」を有したシステムであり、従来無駄に消費していた降下時のエネルギーを節減できる。また、回生時プロペラに発生する空力抵抗を操作することも可能で、従来のエアブレーキ板の代替とすることも狙った。

これらの新しいシステム及びその機能を世界に先駆けて有人飛行実証した。その成果について概説する。

\* 平成28年11月24日受付（Received 24, November, 2016）

<sup>\*1</sup> 航空技術部門 次世代航空イノベーションハブ（Next Generation Aeronautical Innovation Hub Center, Aeronautical Technology Directorate）

<sup>\*2</sup> 航空技術部門 飛行技術研究ユニット（Flight Research Unit, Aeronautical Technology Directorate）

<sup>\*3</sup> 航空技術部門 構造・複合材技術研究ユニット（Structures and Advanced Composites Research Unit, Aeronautical Technology Directorate）

<sup>\*4</sup> 航空技術部門 航空技術実証研究開発ユニット（Technology Demonstration Research Unit, Aeronautical Technology Directorate）

<sup>\*5</sup> 有限会社オリンポス（Aircraft Olympus, Ltd.）

## 1. はじめに

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年にかけて実施した。

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法的要求に適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ある。

ここ数年の電動航空機開発の進歩は著しく、10年前までは1人乗りの40kW級小型電動航空機が200kmの距離を飛ぶ<sup>1)</sup>のが限界であったが、現在では4人乗りの150kW級小型電動航空機が400kmの距離を飛ぶことが可能となっている<sup>2)</sup>。そのパワートレインの構成や性能は電気自動車のものと良く似ている<sup>3)</sup>ため、電動推進システムの基盤技術としては日本国内にも優れた技術が多く存在しているはずであるが、有人航空機による技術実証の点では海外に遅れを取っている。しかし、JAXA以外にも電動航空機の開発を目指している国内企業や大学等は決して

少なくない<sup>4,5)</sup>。そこで、上記①及び③を目的とし、JAXAが電動航空機による国内有人飛行の前例を作ることとをまずは重視した。詳細については著者らによる電動航空機の試験飛行許可取得に関する文献<sup>6,7)</sup>を参照されたい。

一方、国外の進捗に対するキャッチアップの側面だけではなく、独自技術によって国際的な優位性を確保することも重視し、上記の目的②を当該事業の中で設定した。本稿においては、②の独自技術の内容と飛行実証の成果を中心に紹介する。

## 2. FEATHER 事業の概要

表2-1にFEATHER事業の範囲を、図2-1に事業の実施体制を示す。また、図2-2に事業の全体スケジュールを示す。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となっており、飛行試験に合わせて航空局の飛行許可も取得した。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<sup>8-13)</sup>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<sup>6,7)</sup>、飛行試験へと移行した。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た。

表 2-1 FEATHER 事業の範囲

- |  |
|--|
| 1. 電動モータグライダーシステムの開発                   |
| 1. 電動推進システムの開発                         |
| 1. 駆動システムの開発（電動モータ、インバータ、冷却系等）の設計・製作   |
| 2. 電力源システムの開発（航空機用Li-ion電池健全性管理システム開発） |
| 3. 制御システムの開発（モータ及びシステム制御ソフトの開発）        |
| 4. 操作システム・表示システムの開発                    |
| 5. システムインテグレーション                       |
| 2. 計測システムの開発                           |
| 3. 機体システムの開発                           |
| 1. マウント類の設計・製作                         |
| 2. エンジン換装・電動推進システムの搭載                  |
| 2. 電動推進システムの評価                         |
| 1. 電動推進システム性能確認試験と評価                   |
| 2. 全機地上試験と評価                           |
| 3. 地上TAXI&ジャンプ試験と評価                    |
| 4. 飛行実証試験と評価                           |
| 3. 飛行許可取得                              |
| 1. 航空局との調整                             |
| 2. 11条但書飛行許可申請書の作成                     |
| 1. 審査基準関連情報の収集と分析                      |
| 2. 適合性審査表の作成と各種試験方法、設計方法の提案            |
| 3. 申請書の作成                              |

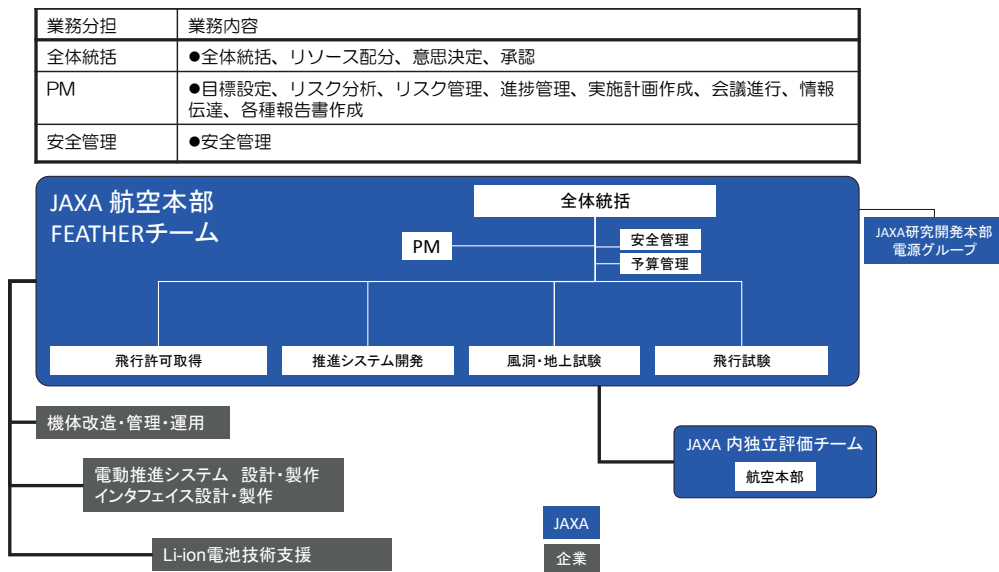


図 2-1 事業の実施体制

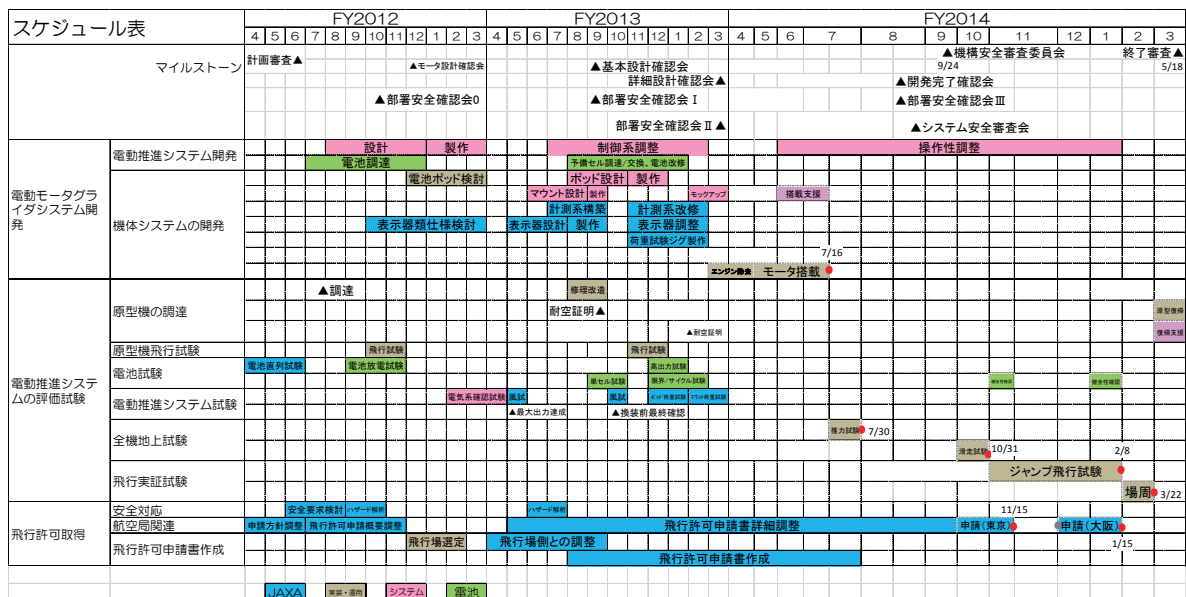


図 2-2 事業の全体スケジュール

表 2-2 ミッション要求

ミッション要求1	ミッション要求2
①世界トップレベルの電動推進システム性能を飛行実証する	①-1 世界トップレベルの電動推進システムの開発
	①-2 有人飛行実証試験の実施
②世界初の電動推進システム技術を飛行実証する	②-1 飛行中における推力喪失回避機能の実証
	②-2 降下時におけるエネルギー回生機能の実証

当事業においては航空機用電動推進システムという新しい技術を対象とすることから、プライム企業を設定せず、JAXA の FEATHER チームが主体となって各企業間のインターフェース管理や飛行許可申請書類の作成<sup>6-7)</sup>を行った。これにより、研究成果や知見のみならず重要なノウハウのほとんどが JAXA 内に蓄積された。

当事業は初期段階でサクセスクライテリアと達成時期を設定し、品質、コスト、納期のすべてを満たすようプロジェクトと同様な管理がなされた。サクセスクライテリアの達成状況については後述する。表 2-2 にミッション要求を示す。サクセスクライテリアはミッション要求に基づき設定された。また、

サクセスクライテリアを達成すべく、3 章に示す独自の技術コンセプトが提案され、システムの開発が行われた。

### 3. 電動推進システムの概要

図 3-1 に実証試験機のシステム構成を示す。ベースとなる機体は既存の 2 人乗りモータグライダ（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<sup>14-17)</sup>（図 3-2）を搭載し、電動モータグライダシステム（以下、実証試験機）を構築した。改造後の機体は 1 人乗りとなっている。改造前の原型機の仕様を表 3-1 に、実証試験機の仕様を表 3-2 に示す。当実証試

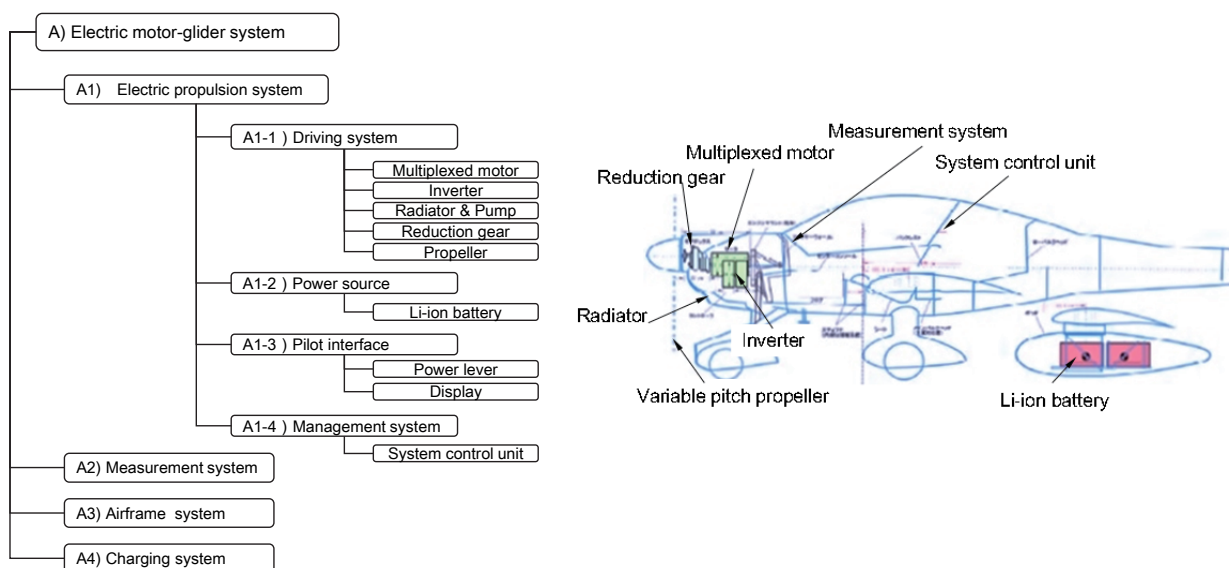


図 3-1 実証試験機（電動モータグライダシステム）のシステム構成

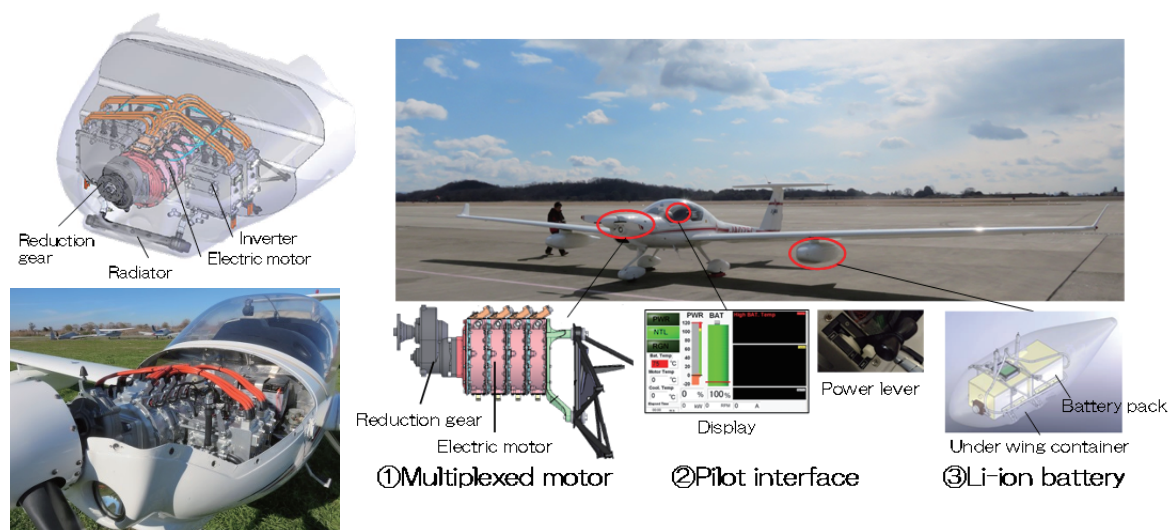


図 3-2 開発した電動推進システムとそれを搭載した実証試験機



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<sup>18)</sup>と回生エアブレーキシステム<sup>19-21)</sup>が組み込まれている。

表 3-1 原型機の仕様

Original aircraft	
Aircraft type	Diamond aircraft type HK36TTC-ECO
Maximum take-off weight	850kg
Engine type	Rotax 914F
Maximum shaft power	84.5 kW (5min.)
Crew member	2 persons

表 3-2 実証試験機の仕様

Proportions	
Wing span	16.33m
Length	7.28m
Wing area	15.30m <sup>2</sup>
Prop. diameter	1.75m
Weights	
Empty weight (excl. batteries)	614kg
Empty weight (incl. batteries)	728kg
Maximum take-off weight	850kg
Take-off weight at the flight test	800kg
Performance	
Crew member	1 person
Stall speed	78.8km/h
Maximum speed	150km/h
Cruise speed	120-150km/h
Best climb speed Vy	110km/h
Best climb rate	3.5m/s
L/D (with UWC)	17/1 (at 120km/h)
Req. power for level flight	20kW
Power train (Propulsor)	
Type of electric motor	Permanent magnet type synchronous motor (three phase)
Number of motor elements	4 (in series)
Maximum total shaft power (at RPM)	60kW (2.5min. at 6586RPM)
Maximum motor efficiency	95%
Motor efficiency at cruise	94%
Cooling	Water cooling
Type of propeller	MT propeller type MTV-1
Type of reduction gear	HIRTH G50(1:3.16)
Motor weight (total)	28.96kg (=7.24kg*4)
Reduction gear weight	8.478kg
Propeller weight	10.64kg

Power train (Controller)	
Type of inverter	IGBT
Number of inverters	4
Motor control method	FOC (Field-oriented control)
Maximum inverter efficiency	93%
Inverter efficiency at cruise	90%
Cooling	Water cooling
Inverter weight (total)	14.25kg(=3.56kg*4)

Power train (Power source)	
Type of power source	Lithium-ion battery (32 cells in series)
Number of battery packs	4
System voltage (open circuit at 100%SOC)	128V
Battery capacity	75Ah (9.6kWh)
Battery weight / take-off weight	0.1425 (=114kg/800kg)
Battery energy density	84.2Wh/kg (=9.6kWh/114kg)

### 3.1 多重化モータシステム

#### 3.1.1 提案するコンセプト

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<sup>22)</sup>。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<sup>15)</sup>、中でも単発機の“Loss of engine power”は無視できない事故要因の一つである<sup>23)</sup>。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た。同システムによる推力全喪失回避のコンセプトを図 3-3 に示す。

#### 3.1.2 技術課題と解決策

電動モータを多重化するだけなら技術的には難しくないが、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る。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る。

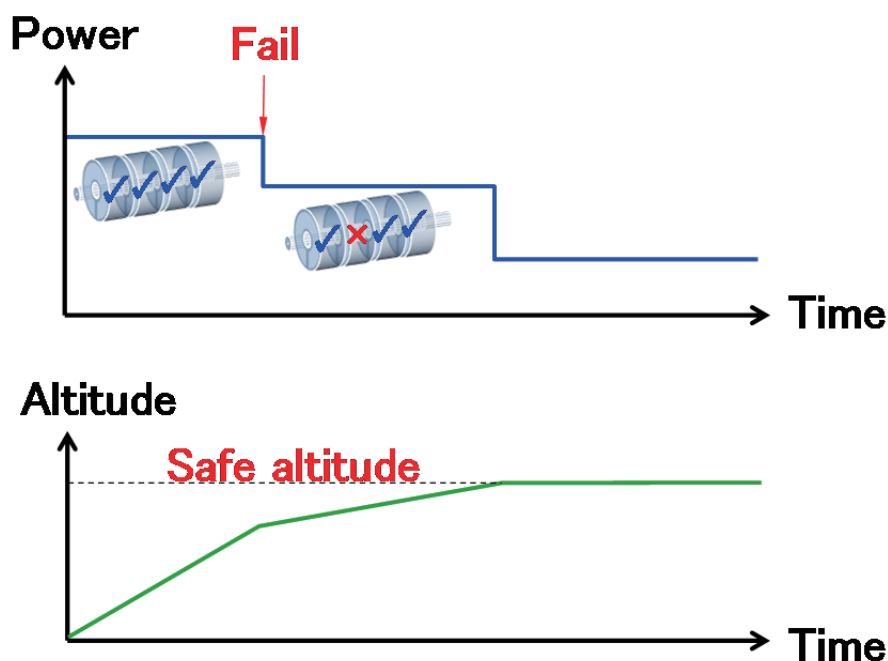


図 3-3 推力全喪失回避のコンセプト

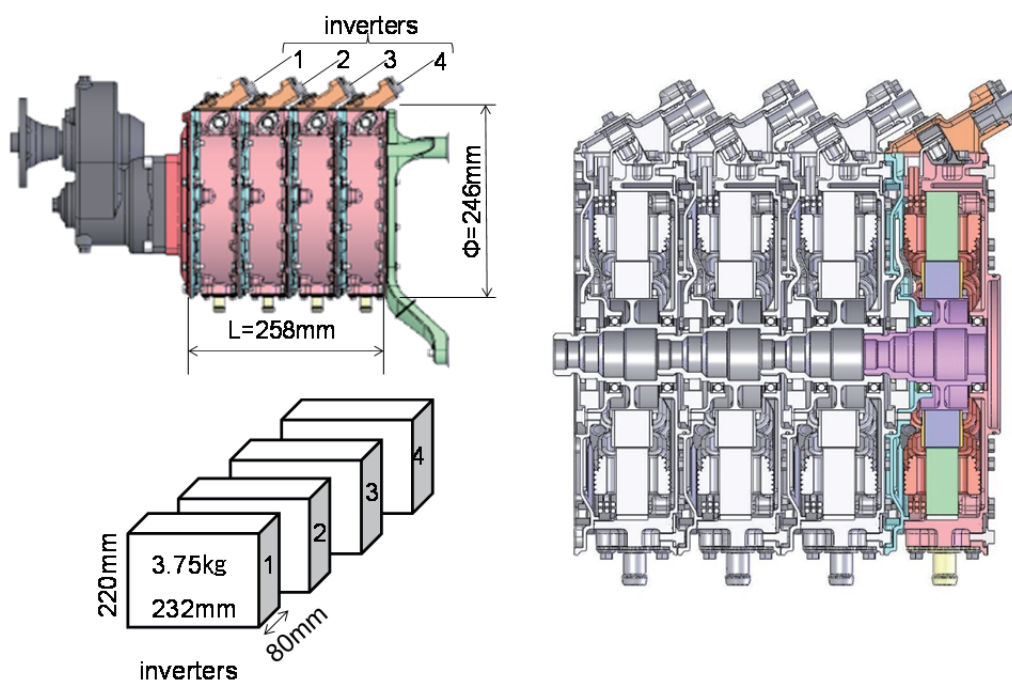


図 3-4 多重化モータ及びその断面図

図 3-4 に開発した多重化モータの断面図を示す。本稿では詳細を割愛するが、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 段を選定した<sup>18)</sup>。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た。



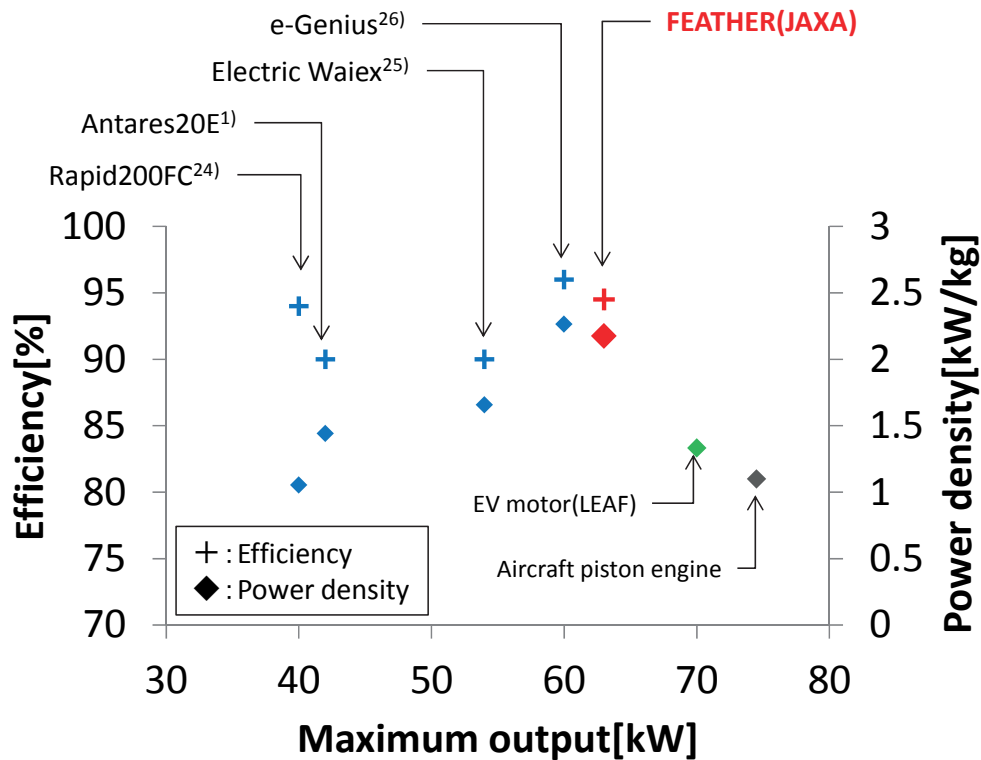


図 3-5 電動モータの性能比較

(注: FEATHER のモータ出力密度は飛行試験時に記録した出力の最大値 63kW に基づいて算出しており、減速機を除く値である。減速機を含む場合は、1.68kW/kg となる。Rapid200FC のモータ自体は 92kW の公称最大出力を有するが、実証機の電源出力が最大 40kW なので飛行実績に基づく最大出力=40kW を用いて出力密度を算出した。公称最大出力を用いると出力密度は 2.42kW/kg となる。また、参考として電気自動車用モータ及び既存の航空機用ピストンエンジンの出力密度も示す。)

図 3-5 に開発した多重化モータ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<sup>1,24-26)</sup>を比較する。本多重化モータが単独モータと比べても遜色ない効率及び出力密度性能を有していることがわかる。

ただし、図 3-5 の比較対象は FEATHER 事業の計画時(2012 年 5 月)に既に公表されていた飛行実績のある電動航空機用モータのものである。その後、Siemens 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た<sup>27,28)</sup>。出力密度を飛躍的に向上するための革新的技術が導入されており<sup>28)</sup>、当該分野における進歩のスピードは予想以上に速かったと言える。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。そのため、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る。

## 3.2 回生エアブレイキシステム

### 3.2.1 提案するコンセプト

電動モータのもう一つの特徴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

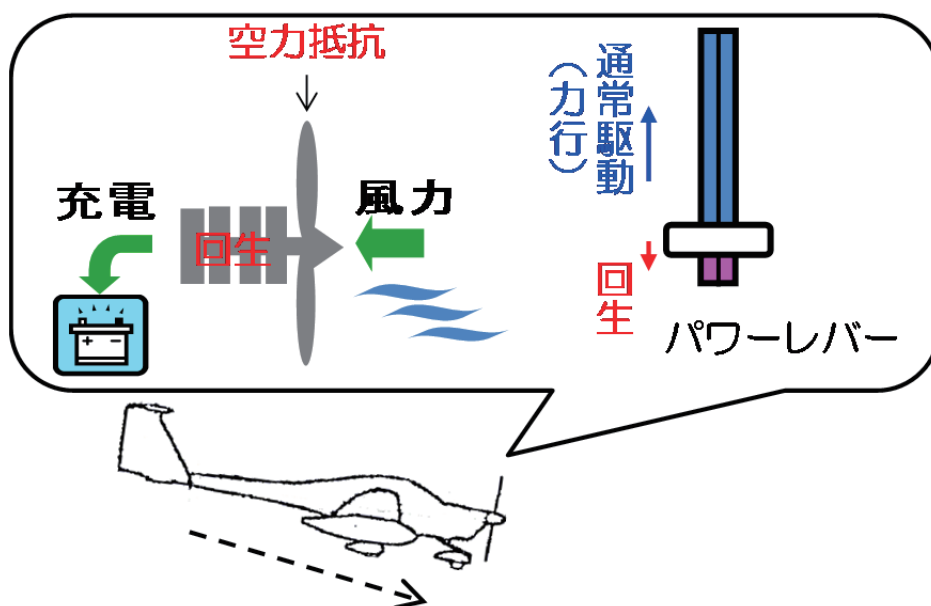


図 3-6 回生エアブレーキシステムのコンセプト

動車でも馴染み深い。本実証試験機には降下時にプロペラを風車<sup>29)</sup>のように作動させてモータで発電する回生機能<sup>19)</sup>を組み込んだ。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<sup>16)</sup>、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<sup>20,21)</sup>を開発した。同システムのコンセプトを図 3-6 に示す。

### 3.2.2 技術課題と解決策

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ないが、負荷としてプロペラが用いられると以下の課題が生じる。モータを正の出力で駆動（力行）する操作と負の出力で駆動（回生）する操作のうち、出力増加側は例えば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るが、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る。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るが、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、現実的ではない。

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た<sup>20,21)</sup>。パワーレバーをニュートラル位置より前に押しと「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る。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た。パイロットインターフェイスおよびパイロットの操縦負荷評価に関しては、著者らの文献<sup>16)</sup>を参照されたい。

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る。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る。本回生エアブレーキシ

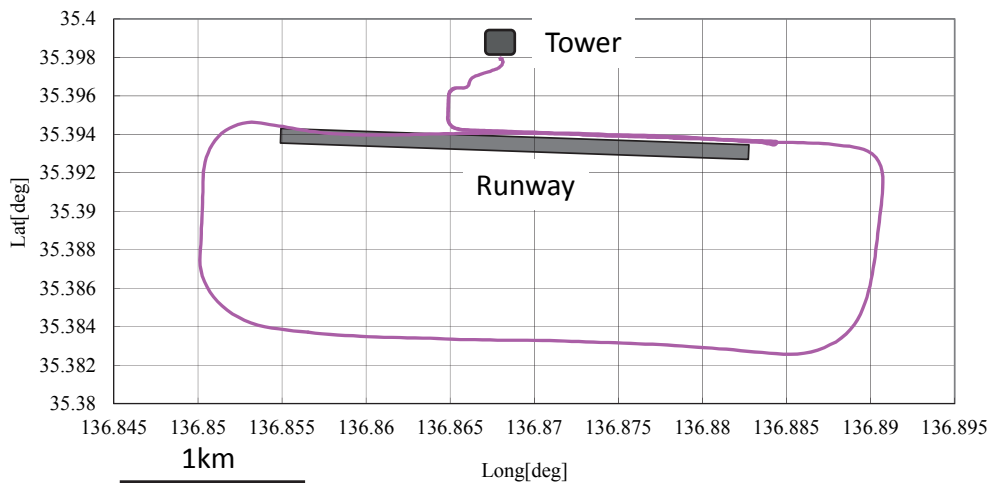


図 4-1 場周飛行経路の一例

システムの場合は、従来のエアブレーキ構造を不要にできる可能性もあり、高い付加価値を有している。

#### 4. 飛行実証試験

飛行試験に至るまでには各種の地上試験を経て、航空局の試験飛行許可を取得したが、その詳細については著者らの文献<sup>6,7)</sup>を参照されたい。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る。

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た<sup>30)</sup>。典型的な場周飛行経路の一例を図4-1に示す。場周高度は対地高度で約300mから約600mの範囲とした。飛行試験は上述した独自技術を実証するため、以下の方法で行った。

①多重化モータシステムの機能実証試験：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。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。

②エネルギー回生試験：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。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力が変化すること、また、従来のエアブレーキを用いなくとも降下・着陸が可能であることを実証。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”<sup>31)</sup>を検証。

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、飛行後回収された。

#### 5. 試験結果

飛行試験により取得されたデータの一例を図5-1に示す。横軸の時刻はデータ取得開始からの経過時間である。以下、データについて時刻の早い順に説明する。

t=360s-480s：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の出力に達した。

t=480s-600s：離陸後、パイロットは模擬故障スイッチ<sup>16)</sup>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）に収束するが、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る。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る。

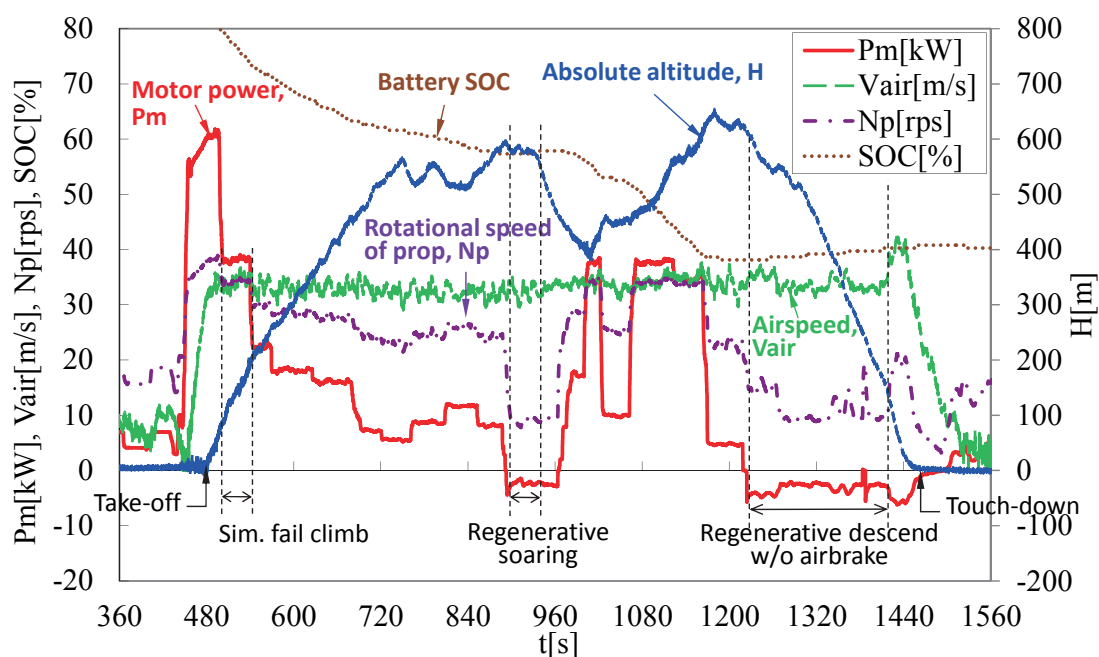


図 5-1 場周飛行試験結果の一例（2015 年 2 月 21 日）



図 5-2 上昇気流中で電力回生する試験機

t=840s-960s: 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、パワーレバーを回生モード（RGN : Regeneration）側に引いて、電力回生を開始した。 $P_m$  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 5-2）が実現できていることを確認した。

t=1200s-1440s: 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た。その際通常のエアブレーキは閉のままとし、パワ



図 5-3 通常のエアブレーキによる降下（上）と回生エアブレーキシステムによる降下（下）

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た（図 5-3）。



## 6. サクセスクライテリアの達成結果

FEATHER 事業開始時に設定したサクセスクライテリアとその達成結果を表 6-1 に示す。各サクセスクライテリアは表 2-2 のミッション要求を満たすための技術目標として設定された。ミニマムサクセス及びフルサクセスに関しては、全ての項目で達成され、事業の成功が確認された。唯一、ミッション目標 1 のエクストラサクセスは未達であったが、これは JAXA が日本化薬(株)と共同開発したモータコイル用熱伝導性耐熱絶縁材料<sup>32)</sup>が当事業スケジュールの制約により適用できなかったことが一因である。FEATHER 事業成果の今後の展開活動と合わせ、次の飛行実証機会等を検討したいと考えている。一方、当初エクストラサクセスにも設定していなかった計画外の成果として、上昇気流中で高度を喪失しない電力回生(Regenerative soaring<sup>31)</sup>)を世界で初めて飛行実証することに成功した。この時の様子は一般向け航空雑誌<sup>30)</sup>にも紹介されるとともに、山岳波の中で電力を回生しながら長距離を飛行できる可能性がパイロットの視点から指摘された。

モータ性能に関してはフルサクセスを達成したものの、3.1.2 でも述べたように事業終了後には海外からフルサクセスで設定した出力密度目標値を飛躍的に上回る性能のモータが発表された<sup>27)</sup>。進歩が速い分野で

あるため、数年に渡るプロジェクト期間中に世界の動向がどのように変化するかを予測しつつ目標設定することも重要である。

## 7. まとめ

本稿では、JAXA が独自に開発した航空機用電動推進システムの概要と実証試験の成果について述べた。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<sup>33)</sup>以来の挑戦である。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った<sup>34-36)</sup>。さらに、多重化モータシステム及び回生エアブレーキシステムという独自のシステムを世界に先駆けて開発し、飛行実証できたことも、国内の電動航空機研究開発の促進に寄与できるものと考えられる。

今後は技術移転や共同研究という形で FEATHER 技術の展開を、国内と海外で進めていくことを検討する。また、小型の航空機だけでなく将来旅客機にまで適用していくことも視野に入れ、燃料電池とガスタービンによるハイブリッド発電システム<sup>37)</sup>等の新しい電力源の適用についても研究していく予定である。

表 6-1 サクセスクライテリアとその達成結果

ミッション目標	サクセスレベル	達成基準	達成年度	可否判断方法	達成状況	
飛行実証 1 世界トップレベルの電動推進システム性能の	ミニマム	●電動推進システムの出力目標性能（最大60kW以上、出力密度1.6kW/kg以上、モータ効率92%以上）を達成	2013	風洞試験	出力=61.2kW, 出力密度=1.63kW/kg, 効率=95.2% <div>合</div>	
	フル	●電動推進システムの出力目標性能（最大60kW以上、モータ効率92%以上）を飛行実証	2014	飛行試験	出力=63kW, 効率> 94% <div>合</div>	
	エクストラ	●電動推進システムの出力性能（最大60kW以上、モータ効率95%以上）を達成	2014	飛行試験	95%>効率>94% <div>否</div>	
2 世界初の電動推進システム技術の飛行実証	① 推力喪失回避機能	ミニマム	●滑走中に一つのモータ要素を模擬故障状態にした場合に、残りのモータ要素で故障直前出力の3/4の出力を達成	2014	地上試験	模擬故障直前出力=58.8kW, 模擬故障後出力=47kW(3.19/4) <div>合</div>
		フル	●上昇飛行中に一つのモータ要素を模擬故障状態にした場合に、残りのモータ要素で故障直前出力の3/4の出力を達成	2014	飛行試験	模擬故障直前出力=63kW, 模擬故障後出力=48kW(3.05/4) <div>合</div>
		エクストラ	●特に定めない	-	-	-
	② 位置エネルギー回生機能	ミニマム	●飛行中にプロペラ風車ブレーキによる発電状態を実現	2014	飛行試験	インバータ入口電力Pr <sub>gn</sub> = -5.7kW <div>合</div>
		フル	●エネルギー回生飛行において、飛行可能な降下率の範囲内で発電量を調節できることを実証	2014	飛行試験	-3.8kW ≤ Pr <sub>gn</sub> ≤ 0kW(-3.1m/s ≤ 降下率 ≤ 0m/s) <div>合</div>
		エクストラ	●降下中に喪失する位置エネルギーの20%以上の電力量を回生	2014	飛行試験	位置エネルギーの20%以上の電力量を回生 <div>合</div>

## 謝辞

本事業を遂行するにあたり、帝京大学の米田洋教授、東京大学の藤本博志准教授をはじめ、東京航空局、大阪航空局、防衛省、航空自衛隊、海上自衛隊、(株)日本モーターグライダークラブ、中部日本航空連盟岐阜支部、(株)PUES、(株)東京 R&D、日本化薬(株)、日本飛行機(株)、日本航空(株)、川崎重工業(株)、富士重工業(株)の関係者各位にご支援・ご指導いただいた。ここに感謝の意を表す。

## 参考文献

- 1) <http://www.lange-aviation.com/produkte/antares-20e/>
- 2) Tomazic, T., Plevnik, V., Veble, G., Tomazic, J., Popit, F., Kolar, S., Kikelj, R., Langelaan, J. W., and Miles, K. : Pipistrel Taurus G4: on Creation and Evolution of the Winning Aeroplane of NASA Green Flight Challenge 2011, J. of Mechanical Engineering, 57(2011)12, 869-878; DOI: 10.5545/sv-jme.2011.212.
- 3) 西沢啓、小林宙、岡井敬一、藤本博志、電気自動車技術の進歩と電動化航空機の将来、第 43 回日本航空宇宙学会総会講演集 B06、2012
- 4) 山下祐作、他 12 名、世界初の自動車用量産電動技術による超軽量動力機の電動無人飛行の研究と製作、第 18 回スカイスポーツシンポジウム、1-19、2012 年 12 月
- 5) 麻生茂、谷泰寛、小型電動飛行機の地上走行公開実験を実施、九州大学プレスリリース、2014 年 4 月
- 6) 飯島朋子、小林宙、山崎宏二、西沢啓、電動航空機の飛行許可取得、第 53 回飛行機シンポジウム、1A04、2015 年 11 月
- 7) 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 出版物 2016 年
- 8) 小林宙、飯島朋子、西沢啓、原型機飛行試験による航空機用電動推進系の仕様検討、JAXA-RM-14-005、2015 年 3 月
- 9) 吉村彰記、平野義鎮、西沢啓、電動モーターグライダシステムのバッテリーポッド強度試験、JAXA-RM-14-006、2015 年 3 月
- 10) 吉村彰記、平野義鎮、西沢啓、電動モーターグライダシステムのモータマウント強度試験、JAXA-RM-14-007、2015 年 3 月
- 11) 飯島朋子、小林宙、西沢啓、電動推進システム故障時のパイロットワークロード解析、JAXA-RM-14-008、2015 年 3 月
- 12) Nishizawa, A. and Kobayashi, H., "Flight demonstration of lithium-ion battery system under high C-rate operation", Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, 9-10 November 2016 Cologne Germany
- 13) 西沢啓、小林宙、岡井敬一、電動航空機用大出力 Li-ion 電池システムの開発、第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会、1C09、2017 年 3 月
- 14) 西沢啓、電動航空機の有人飛行に成功！、JAXA 航空マガジン FLIGHT PATH、No.9、2015、p.12-13
- 15) 小林宙、西沢啓、JAXA における航空機用電動推進系の研究開発、日本航空宇宙学会誌、Vol.63、No.2、2015、p.8-12
- 16) 飯島朋子、小林宙、田頭剛、西沢啓、電動航空機用パイロットインターフェースの開発、第 53 回飛行機シンポジウム、2G04、2015 年 11 月
- 17) Iijima, T., Kobayashi, H., Tagashira, T. and Nishizawa, A., "Pilot Interface Design of Electric Aircraft for Regenerative Flight", Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, 17-18 November 2015 Bremen Germany
- 18) 小林宙、西沢啓、飯島朋子、山崎宏二、航空推進用多重化モータの開発と飛行実証、第 54 回飛行機シンポジウム、1F03 (JSASS-2016-5056)、2016 年 10 月
- 19) 足立憲彦、小林宙、箱島秀昭、西沢啓、電動化航空機におけるプロペラブレードを用いたエネルギー回生に関する実験的研究、JAXA-RR-15-001、2015
- 20) Nishizawa, A., Kobayashi, H. and Fujimoto, H., "Development and flight demonstration of regenerative electric propulsion system for aircraft application", Proceedings of the AJCPP2016, AJCPP2016-126
- 21) 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 年 4 月
- 22) 西沢啓、小林宙、飛行機の 25 年後 (電



- 気飛行機)、電気学会誌、Vol.134、No.2、2014、p.84-87
- 23) NTSB : “Aviation Accident Database & Synopses”,  
[http://www.nts.gov/\\_layouts/nts.gov/aviation/index.aspx](http://www.nts.gov/_layouts/nts.gov/aviation/index.aspx)
- 24) Romeo, G., Borello, F. and Correa G., “ENFICA-FC: DESIGN, REALIZATION AND FLIGHT TEST OF ALL ELECTRIC 2-SEAT AIRCRAFT POWERED BY FUEL CELLS”, 27TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES (ICAS2010), 2010
- 25) Sonex Aircraft Press Releases, “E-Flight Electric Waix Achieves First Flight”,  
[http://www.sonexaircraft.com/press/releases/pr\\_120310.html#](http://www.sonexaircraft.com/press/releases/pr_120310.html#), 2010
- 26) Private communication
- 27) 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](http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content[]=Corp), 2015
- 28) Agnieszka Makowska, Electric propulsion components with high power densities for aviation, Symposium E2 –Fliegen, Stuttgart, February 2015
- 29) 奥山政広、小林宙、西沢啓、プロペラにおける風車状態の空力特性、JAXA-RM-14-010、2015
- 30) 瀬尾央、JAXA の航空機用電動推進システム技術飛行実証機、航空ファン、No.749、2015、p.40-43
- 31) Barnes, J., "Flight Without Fuel – Regenerative Soaring Feasibility Study," SAE Technical Paper 2006-01-2422, 2006, doi:10.4271/2006-01-2422
- 32) 熱伝導性耐熱絶縁材料を用いた電動航空機用モーターコイルの開発について、JAXA プレスリリース、2013 年 5 月 14 日、  
[http://www.jaxa.jp/press/2013/05/20130514\\_motor\\_coil\\_j.html](http://www.jaxa.jp/press/2013/05/20130514_motor_coil_j.html)
- 33) 中野不二男、大いなる飛翔、新潮文庫、1991
- 34) 小林宙、西沢啓、JAXA における航空機用電動推進システム技術の研究開発、第 55 回航空原動機・宇宙推進講演会、2015.
- 35) Nishizawa,A., Kobayashi,H. and Fujimoto,H., “FEATHER project in JAXA and toward future electric aircraft”, 2nd On - Demand Mobility and Emerging Aviation Technology Roadmapping Workshop, 8 - 9 March 2016
- 36) Nishizawa,A., Kobayashi,H. and Fujimoto,H., “Flight demonstration of regenerative air brake and multiplexed electric motor”, Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, 17-18 November 2015 Bremen Germany
- 37) Okai,K., Himeno,T., Watanabe,T., Nomura,H. and Tagashira,T., “Investigation of FC/GT Hybrid Core in Electrical Propulsion for Fan Aircraft”, 51<sup>st</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-2015-3888, July, 2015

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-16-006

JAXA Research and Development Memorandum

航空機用電動推進システム技術の飛行実証

Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution (FEATHER)

---

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1  
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成29年3月3日  
電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2017 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

---

