

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

電動航空機の試験飛行許可取得

Acquisition Procedure of Permission for Electric Aircraft Test Flights

飯島朋子, 小林宙, 西沢啓, 山崎宏二

Tomoko IJIMA, Hiroshi KOBAYASHI, Akira NISHIZAWA and Kohji YAMAZAKI

2017年8月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1 はじめに	5
2 取得すべき飛行許可の種類	5
3 試験飛行許可取得プロセス	6
3.1 機材の選定 (図 3-1-①)	6
(1) 耐空類別の選定	6
A. 前例のある耐空類別を選定する観点	8
B. 技術開発における長所と短所の観点	8
(2) 開発範囲の決定	9
(3) 具体的な型式の選定	9
(4) 型式選定後の飛行規程の改訂	9
3.2 安全性確保の基本方針の確立 (図 3-1-②)	9
3.3 飛行試験場選定 (図 3-1-③)	10
(1) 一般論	10
(2) FEATHER 研究事業の場合	11
3.4 適合性審査表作成 (図 3-1-④)	11
3.5 設計に反映 (図 3-1-⑤)	13
3.6 適合性証明方案作成と実際の証明	13
(1) 電動ガイドライン・SC を修正した例	14
(2) 基準の変更例 - 非常着陸状態の強度の証明	14
(3) 航空局に提示した試験方案例	15
A. 地上滑走試験方案例	15
B. 場周飛行試験方案例	16
3.7 運用手順書作成 (図 3-1-⑧)	16
3.8 航空局への申請書類作成 (図 3-1-⑨)	17
3.9 試験飛行許可申請スケジュール	17
4 その他の教訓	18
4.1 搭載システムの代替案の想定	18
4.2 検査官との密なコミュニケーション	18
4.3 パイロット保険	18
5 まとめ	19
6 参考文献	19

電動航空機の試験飛行許可取得

飯島朋子*¹、小林宙*¹、西沢啓*¹、山崎宏二*²

Acquisition Procedure of Permission for Electric Aircraft Test Flights

Tomoko IJIMA *¹、 Hiroshi KOBAYASHI *¹、 Akira NISHIZAWA *¹、 Kohji YAMAZAKI *²

ABSTRACT

This paper describes the acquisition process of permission for electric aircraft test flights. The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) conducted research project named “FEATHER (Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution) between 2012 and 2015. In order to conduct the FEATHER project, a test flight permission of electric aircraft from the Japan Civil Aviation Bureau (JCAB) of Ministry of Land, Infrastructure, Transportation and Tourism was required. However, such a permission for an airworthiness classification of the demonstration aircraft was unprecedented in Japan. Therefore, under the coordination of JCAB, we JAXA selected and corrected safety standards which our FEATHER project should comply based on a current airworthiness standard, JAR-22 preliminary guideline and CS-22 Special condition for the installation of electric propulsion units in powered sailplanes. We developed system design of electric aircraft for the FEATHER project and conducted various system tests to satisfy the standards mentioned above.

In this paper, we outlined the process of acquiring the test flight permission of the electric aircraft up to certify the compliance, including the selection of a demonstration testing machine and airfield, in order to share the know-how of an example of acquisition procedure of permission for electric aircraft test flights in Japan.

Keywords: Electric Aircraft, Electric Propulsion System, Motor Glider, Flight Test, Airworthiness, Certification, CS-22, Flight Permission in Japan

doi: 10.20637/JAXA-RR-17-001/0001

* 平成 29 年 5 月 22 日受付 (Received May 22, 2017)

*¹ 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)

*² 有限会社 オリンポス

概 要

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、独自に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ため、FEATHER（Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution）と呼称する研究事業を2012年～2015年にかけて実施した。FEATHER研究事業を実施するにあたり、国土交通省航空局から電動航空機の試験許可取得が必須であるが、国内では当該実証機の耐空類別における耐空性基準が存在しなかった。そこで航空局との調整の下、電動推進システムを動力滑空機に搭載するためのJAR(Joint Aviation Requirement)-22のガイドライン・CS(Certification Specification)-22の特別要件と現行の耐空性審査項目から、本件が準拠すべき安全性基準の選定と修正を行い、基準への適合性を保証するための推進システム設計及び試験等による各種証明に取り組んだ。本稿では実証試験機や飛行場の選定も含め、各種システムの適合性証明に至るまでの電動航空機の試験飛行許可取得プロセスについて、前例としてのノウハウを国内で共有する観点で概説した。

略語

CB	Circuit Braker
CS	Certification Specification
EMI	Electro Magnetic Interference
FEATHER	Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution
FMEA	Failure Mode Effective Analysis
FLT	Flight
FTA	Fault Tree Analysis
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JAR	Joint Aviation Requirement
NTL	Neutral
LSA	Light Sports Aircraft
PC	Personal Computer
PWR	Power
RGN	Re Generation
SAE	Society of Automotive Engineers
SC	Special Conditions
Sim Fail	Simulated Fail
S.O.C	State Of Charge
SW	Switch
ULP	Ultra Light Plane
UWC	Under Wing Container

1. はじめに

航空機の電動化は燃費や整備費を大幅に低減できる革新技术の候補であり、将来の航空機の競争力を左右する重要な技術である。国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、独自に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ため、FEATHER（Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution）と呼称する研究事業¹⁾を2012年～2015年にかけて実施した。本事業においては、技術実証が主目的であるが、電動航空機としての飛行許可取得の前例を作ることにより、国内における電動航空機開発促進に寄与することも重要な目的と位置付けた。

本事業では既存の単発航空機のレシプロエンジンを、JAXAが独自に開発する航空機用電動推進システム（図1-1）¹⁾に換装して飛行実証を行った。当概システムは、世界で開発されている電動航空機とは異なり、一つのモータが故障したとしても離陸上昇が継続可能な4重化モータを有し、上空でのエネルギー回生を可能とするのが特徴である。飛行実証を行うためには、国土交通省航空局から航空法ただし書きの試験飛行等の許可（以下、試験飛行許可）を取得する必要がある。しかし、2012年当時は、電動航空機に関する耐空性基準は世界的に議論されている段階であり、LSA(Light Sports Aircraft)

カテゴリの暫定基準²⁾を除いて公的には発行されていなかった。

しかし、欧州の電動航空機^{e.g.3),4),5)}は、電動推進システムを動力滑空機に搭載するためのJAR（Joint Aviation Requirement)-22のガイドライン（以下、電動ガイドライン）⁶⁾や、CS（Certification Specification)-22の特別要件（以下、電動SC）⁷⁾を基に安全性の証明、型式証明の取得が行われていた。

そこで、JAXAにおいても電動ガイドライン⁶⁾・電動SC⁷⁾と現行の耐空性審査項目⁸⁾を基に本件が準拠すべき安全性の基準を検討・整理した。さらに、それらに適合するように航空機用電動推進システムを設計し、試験飛行許可に必要な各種証明を行った。

本稿では改造母機となる機体の選定、飛行場選定も含め、各種システムの適合性証明に至るまでの電動航空機の試験飛行許可取得のプロセスについて、FEATHER研究事業を例に概説する。本稿は、今後、航空局から電動航空機の試験飛行許可、及び耐空証明取得を目指す企業・大学等にとって重要な参考資料となり、幅広い電動航空機の研究開発促進への寄与を目指すものである。

2. 取得すべき飛行許可の種類

有人の航空機で飛行するためには原則として国土交通大臣による耐空証明⁹⁾が必要である。しかし、これらの手続きは

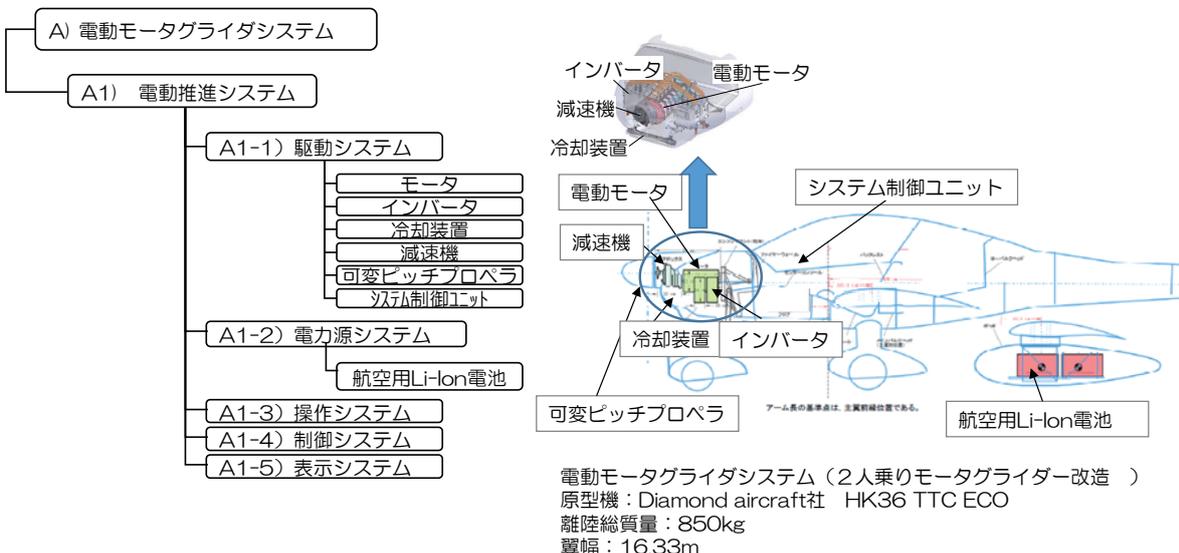


図 1-1 FEATHER 事業で設計・開発を行った航空機用電動推進システムの構成（購入品も含む）

航空機製造検査認定事業場¹⁰⁾（当該航空機の製造及び完成後の検査の能力について国土交通大臣の認定を受けた者）が、航空機製造事業を行うことを前提とした制度である。そのため、研究機関などが研究目的でその都度新規に開発・製造される航空機等には既存の航空機の耐空類別にカテゴライズできない等そぐわないことがある。

そこで、航空法¹¹⁾には例外条項として、第11条第1項ただし書等が規定されている。それらの規程に基づき、耐空証明を有しない航空機等についても飛行を許可する仕組みが「試験飛行等の許可」である。試験飛行等の許可の適用対象¹²⁾としては以下が挙げられる。

- (1) 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
- (2) 整備または改造のためのその実施基地までの飛行
- (3) 輸出入のための空輸
- (4) 指定された運用限界を超えて行う飛行
- (5) 外国航空機の一時的な国内使用に係る飛行
- (6) 外国航空機の(5)以外の国内使用の場合であって、耐空証明の取得が困難な航空機の飛行
- (7) 米国政府の発行した Experimental Category の耐空証明を有する航空機の飛行
- (8) 防衛庁納入予定航空機の飛行

上記の場合における飛行許可手続きは航空法の解釈及び運用の細則を記した「航空機検査業務サーキュラー」¹²⁾の内、No.1-005「試験飛行等の許可について」に則って実施される。

上記以外の対象として、サーキュラー No.1-006「自作航空機に関する試験飛行等の許可について」、とサーキュラー No.1-007「超軽量動力機又はジャイロプレーンに関する試験飛行等の許可について」がある。これらは、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に限り許可が行われるため、研究開発を目的とした飛行にはそぐ

わない。

これまで国内において、電動航空機の有人飛行に関する飛行許可を取得した例として、(有)オリンポスとサレジオ高専の共同ソーラーフライトプロジェクト¹³⁾・¹⁴⁾における SP-1、水島工業高校のメシアプロジェクト¹⁵⁾におけるエアロメシアがあるが、いずれもサーキュラー No.1-006「自作航空機に関する試験飛行等の許可について」に準拠したものである。また、電動航空機の開発を試みている大学や国内企業等もあるが、飛行許可の取得までには至っていない。従って、JAXA では上記の(1)「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」を対象としてサーキュラー No.1-005 に則った飛行許可取得の前例を作ることを課題とした。その意義は後述するが、重量と出力がある程度大きい規模の航空機を対象とするので、実用機への応用性が期待できることと、耐空性審査要領に準拠した適合性判定を実施するため、将来の型式証明取得プロセスにも有用な事例となり得ると考えることである。

3. 試験飛行許可取得プロセス

図 3-1 に本稿で提案する試験飛行許可取得のプロセスを示す。ステップは概ね ABSTRACT

①～⑩に区分され、航空局との試験飛行許可に関する調整範囲は②以降となる。

FEATHER 研究事業では、このプロセスに基づいて試験飛行許可を取得したが、他の電動航空機開発においても、概ねこのプロセスに沿えば良いと考える。

次セクション以降、各ステップについて述べる。

3.1 機材の選定 (図 3-1-①)

(1) 耐空類別の選定

新規に電動推進システムを開発して既存機体に搭載、または一から機体開発を実施するどちらの場合においても、まず始めに航空機の耐空類別を選定する必要がある。

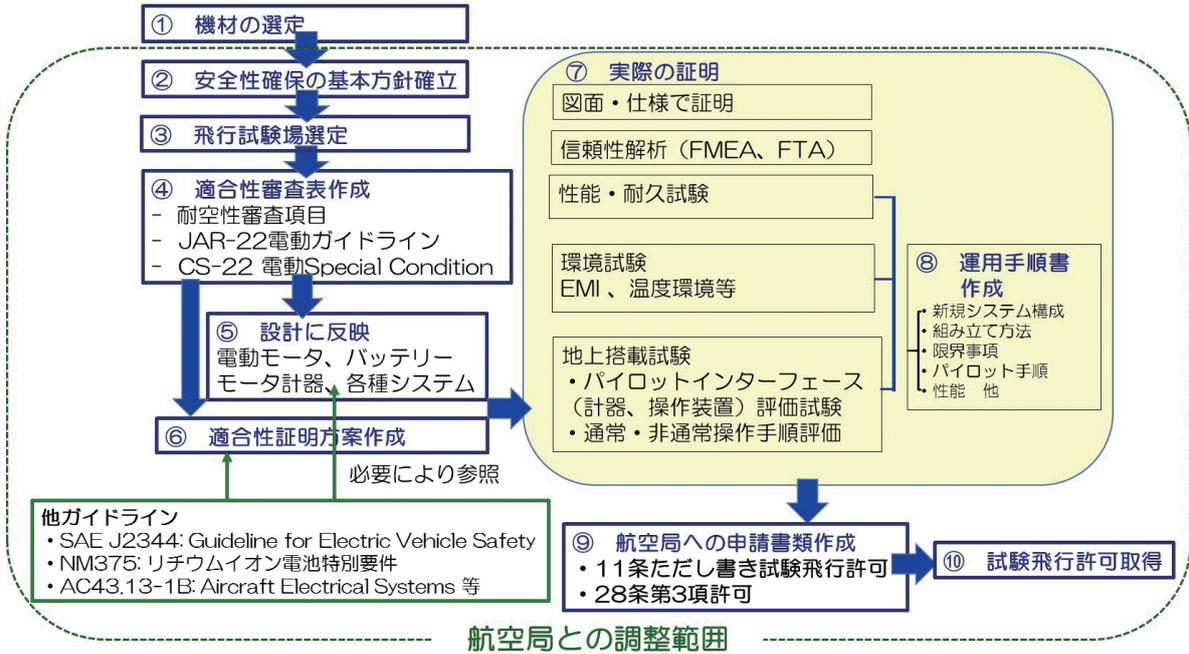


図 3-1 電動航空機の試験飛行許可取得プロセス

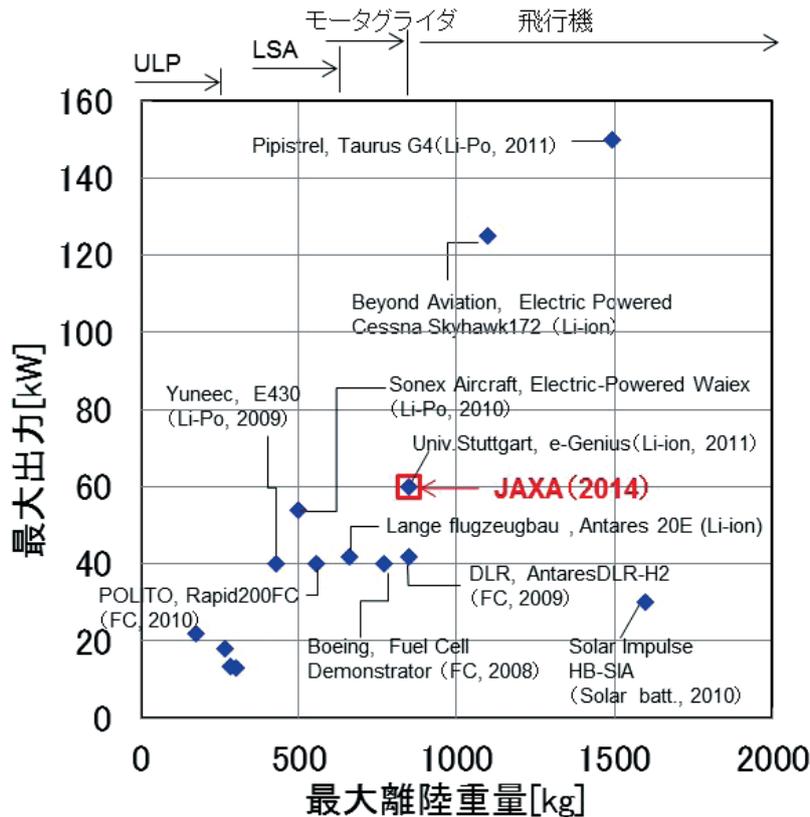


図 3-2 世界の電動航空機 最大離陸重量と最大出力の関係

※ 実際に認証を受けたカテゴリは「実験機」が多く、必ずしも図中に示した重量区分によるカテゴリで認証を受けたわけではないことに注意されたい。また航空分野では、[kgf]ではなく、[kg]を用いる。

試験飛行許可取得の容易さの観点では、各試験の目的・予算・スケジュールを考慮した上で、前例のある（国内外で既に

耐空証明を取得している）耐空類別を選定することが望ましい。

表 3-1 耐空類別選定における ULP、LSA、動力滑空機、及び飛行機の長所と短所

耐空類別	長所	短所
ULP	① 試験飛行許可取得プロセスが簡略化されている。 ② 国内外で飛行実績有。	実用性のある機体の耐空証明・試験飛行技術が取得できない。
LSA	海外で飛行実績有。	国内に規定がないため、試験飛行許可が得にくい。 国内で飛行実績無。
動力滑空機	① エンジンを停止しての滑空が通常操作の範疇である→システムの故障・異常時に対処可能であり試験飛行許可取得に有利 ② 実用性のある機体の耐空証明・試験飛行技術が取得可能 ③ 海外で飛行実績有。	国内で飛行実績無。
飛行機	実用性のある機体の耐空証明・試験飛行技術が取得可能	① 上記動力滑空機の①のメリット無。 ② 機体搭載・改修・飛行の単価等のコストパフォーマンスが良くない ③ 国内外で飛行実績無。

以下に、FEATHER 研究事業の場合の耐空類別選定プロセスについて述べる。

A. 前例のある耐空類別を選定する観点

世界各国で開発された電動航空機に関して、最大離陸重量と最大出力の関係を図 3-2 に示す。最大離陸重量の範囲から、既に開発された電動航空機の種類として ULP (Ultra Light Plane)、LSA(Light Sports Aircraft)、動力滑空機、飛行機が存在することが分かる。国外の場合は Experimental の分類で耐空証明を取得する場合も多いことから、必ずしもその重量に該当する耐空類別の耐空証明を取得しているわけではない。具体的には、LSA や動力滑空機の耐空類別で耐空証明を取得した電動航空機の例はあるが、飛行機の耐空類別については未だ世界でも例がない。ULP については、そもそも耐空証明取得の必要はない。

また、国内の現状は以下の通りである。

- ・ Experimental の分類の制度はない。
- ・ ULP については、サーキュラー No.1-007 の許可は必要であるものの、耐空証明は必要ない。
- ・ LSA については、耐空類別として認可されていない。

飛行実績のない耐空類別を選択して、試験飛行許可を取得しようとする前例がないため多くの時間とコストを要する

ことが予想される。また、飛行実績があっても日本で認可されていない耐空類別の場合は、やはり許可取得には相当のリスクがある。

そこで、前例のある耐空類別選定の観点からは、ULP か動力滑空機が適切であると考えた。

B. 技術開発における長所と短所の観点

表 3-1 に、FEATHER 研究事業における耐空類別を選定する際の ULP、LSA、動力滑空機、飛行機に関する長所と短所を示す。

耐空類別選定の観点からは、ULP の選択にメリットがあるが、短所として事業ライセンスの存在する実用性のある機体システムの耐空証明・試験飛行技術が取得できないというのがある。また、飛行機に関しては上述したように未だに世界で例がないことと、試験飛行許可を取得する技術的な観点からは、エンジンを停止しての滑空が通常操作の範疇である動力滑空機の方がシステム故障・異常時に有利であると考えられる。有利な点を活かす詳細は、3.2 にも述べる。

以上の観点から、耐空類別として動力滑空機を選択した。

(2) 開発範囲の決定

(1)での耐空類別選択後、目的によって機体を全機レベルで開発するか、一部のみ開発するかの開発範囲の決定を行う。

FEATHER 研究事業は、独自に開発した電動推進系の性能を証明することが目的¹⁾であるため、最短時間・最小コストで当概目的を達成することを優先した。そこで、機体開発を一から実施するのではなく、既存の機体のエンジンを換装する方法を採用した。



図 3-3 HK36TTC-ECO

(3) 具体的な型式の選定

(1)、(2)のプロセスを経た後、この段階では実際の使用機材の型式を選定する。

FEATHER 研究事業では、電力源として選定した航空用リチウムイオン電池の可載性が最初の制約条件となった。後述するが、電池が万一有害ガスを発生しても乗員の安全性が確保されることが要求されるため、当概電池をコックピット内ではない場所に搭載できる必要があった。

その結果、翼の下に搭載物を入れるための UWC (Under Wing Container、以下、ポッド) を標準装備する唯一の動力滑空機であるダイヤモンド・エアクラフト社製、HK36TTC-ECO (以下、ECO、図 3-3) を選定した。

(4) 型式選定後の飛行規程の改訂

① 一般論

機材の型式を選定後、その型式を飛行規程通り使用できる場合と、搭載物の条件から機材の限界事項を超える等、必ずしも既存の飛行規程通りに使用できない場合がある。すなわち、機材の型式を選定すれば選定のプロセスが終了したとは限らないことに注意されたい。飛行規程通り使用できない場合は、原型機材の飛行規程の変更を検討し、使用機材の選択肢を増やすことが必要となる。飛行規程変更に関しては、性能や限界事項変更等、機体製造に関する事項であるため、機体製造メーカーの協力が不可欠となる。

② FEATHER 研究事業における飛行規程の改訂

FEATHER 研究事業においても、機材の型式を選定後に飛行規程を改訂する必要が生じた。改訂理由と、改訂の際にとった対策を以下に示す。

改訂理由：

ポッドに搭載する航空用リチウムイオン電池の重量が、ポッドの許容積載重量を超えていた。そのため、許容積載重量制限を変更する必要があった。

対策：

ポッドの許容積載重量増加に関して、速度制限によって許容荷重倍数を低減し、その分積載重量を増やすことを機体メーカーである Diamond Aircraft 社に相談した。同社からは、荷重倍数の低減による積載重量の増加に問題のないことを示す Non Technical Objection Letter を発行してもらい、それに基づき飛行実証を含む修理改造検査を実施し、原型機の個別飛行規程の追加飛行規程 No.7 (主翼下面にポッドを装備しての運用) を改訂した。当改訂は、当該機に限ったものであり、動力滑空機であるため航空局の承認は不要である。従って、修理改造検査の際に飛行規程について耐空検査員の承認を受けた。

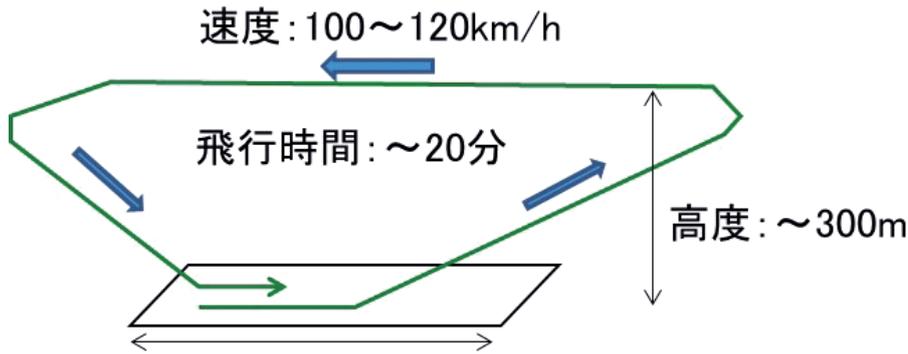


図 3-4 FEATHER 研究事業における場周飛行パターン

3.2 安全性確保の基本方針の確立 (図 3-1-②)

試験飛行許可取得に対して、最初に安全性確保のための明確な基本方針を確立し、関係者間で共有することが重要である。方針を確立することによって、飛行する範囲も限定されるため、証明する項目を絞り込み、その範囲内での適合性証明に集中することが可能となる。

FEATHER の試験飛行では、図 3-4 のイメージ図に示されるように、離陸上昇して、トラフィックパターンを回って着陸するという基本的な場周飛行を実施する。

そこで以下の安全性確保の基本方針を立て、その方針内で試験許可に必要な証明をすることを航空局に提示した。

- ①緊急時は電動推進システムを完全停止し、原型機（滑空機）に復帰して帰還する。
- ②滑空機としてのフライトエッセンシャルな個所（機体、操縦系統、計器類等）は変更しない。
- ③いつでも滑走路に帰還できるエリア内のみで飛行する。
- ④原型機の耐空証明を維持した期間内で、新規システムを換装時の試験飛行許可を取得する。原型機の耐空証明が維持できていれば、それ以外の範囲の証明で済むためである。なお、原型機の耐空証明を維持した期間内での改造であり、かつ期間限定の改造であることから、16 条第 3 項において準用する同法第 11 条第 1 項ただし書が適用された。

3.3 飛行試験場選定 (図 3-1-③)

(1) 一般論

飛行試験場の選定には、試験における飛行条件を選定する技術が必要になる。以下に著者らが考慮した方が良いと考える選定事項を述べる。この条件は電動航空機に限らず一般的な飛行試験でも有用と考える。

①安全性確保の基本方針

3.2 に述べた安全性確保の基本方針の確立に、飛行試験場の気象条件や作業環境等に関する制約があればそれを考慮する。

②システム・飛行への気象の影響

風向・風速、温度条件がシステムや飛行に適しているかどうかを事前に十分調査する。温度環境が悪くてシステムに不具合を起こす場合、試験の時期に風が強い、降水量が多い等で試験に支障をきたす場合があるため、事前の調査が必要である。上記の制約の中で試験機会を最大化する選定がスケジュールリスクへの対処として有効である。

③関係者側の受け入れ体制

試験場関係者（例：空港管理者、航空局、自衛隊等）の受け入れが可能かどうかを調整する。

試験によって定期便等に支障をきたすと受け入れは困難になるし、定期便によってこちら側の試験に支障をきたすかどうかも十分に検討する必要がある。

④作業環境

駐機、作業場所、電源等が確保でき、場合によってはトレーラーなどにより機材が搬入・設置できるかどうかを評価する。

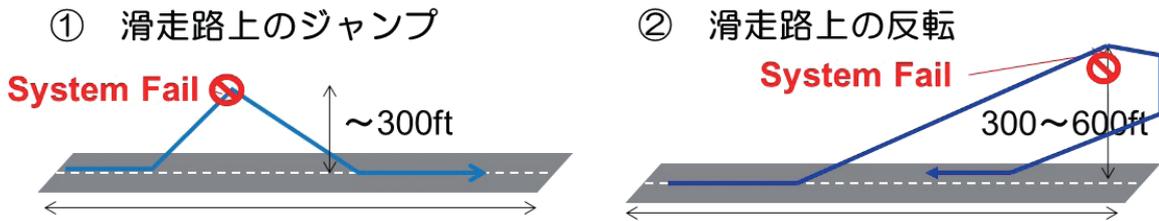


図 3-5 飛行試験場の選定条件

表 3-3 岐阜飛行場と下地島飛行場の比較

1月	岐阜	下地島
降水確率	20 %	35 %
横風が ¹ 10KT以下の確率	90 %	40 %
気温が ² 20度以下の確率	100 %	65 %
判定	○	×

例えば、飛行場によっては、機体組み立て、機体を常駐させるための格納庫の借用が困難な場合、あるいは搭載物を運搬するためのトレーラの乗り入れが困難な場合等がありうるため、事前に調整を行う。

⑤コスト・スケジュールの制限

各事業の予算内での試験実施が可能かどうかを見積もる。さらに、試験場によっては特定の曜日のみ試験が可能である場合もあるため、想定した試験ケースに実際に充てられる日程も検討する。

(2) FEATHER 研究事業の場合

3.2- ③に述べたように、飛行試験の際にシステムに異常、または故障が発生したとしても、飛行場に安全に帰還できることが必要となる。今回の飛行試験では離陸して滑走路の周りを周って着陸する場周飛行を実施するが、動力滑空機は上空でエンジンを止めて滑空できるため、場周飛行中の巡航高度でエンジンが止まっても滑空飛行して容易に飛行場に着陸することが可能である。

しかし、離陸中の低高度でシステムが故障した場合には、そのまま直進降下して滑走路内に降りる（ジャンプ飛行）か、反転して逆向きに着陸する（反転飛行）か（図 3-5 参照）をパイロットが判断する必要がある。すなわちジャンプ飛行時にどれだけ高い高度まで上昇でき、反転

飛行時にどれだけ低い高度で旋回できるのか、相反する二つの高度が重なっていることが 3-2- ③を満たす必須条件となる。

そこで、相反する二つの高度が重なる最低滑走路長を、原型機によるパイロットワークロード評価試験も考慮して決定した^{16), 17)}。その結果、2700m 級の滑走路長が必要となり、その他の風向・風速、温度条件、定期便に支障をきたさない、作業条件等（3-3-(1)- ②～⑤の観点）も考慮に入れ、航空自衛隊の岐阜飛行場（滑走路長=2700m）が選定された。

試験時期（1月）の風向・風速、温度条件に関しては、岐阜飛行場と下地島飛行場を比較しており、比較表を表 3-3 に示す。なお、本比較表は気象庁の過去の気象データ¹⁸⁾である 2012 年 9 月から 2013 年 1 月までの前年 5 ヶ月間のデータ（天候、気温、横風）から算出した。

3.4 適合性審査表作成（図 3-1- ④）

サーキュラー No.1-005 において、「当該期の安全性に関する技術上の基準及びそれとの合致を証明する資料」が求められていることから、このステップでは、適合性審査表を作成する前に、下記の (1)、(2) のように適合性審査区分を明確にするのが効率的である。

- (1) 新規証明不要、必要な項目を明確にする

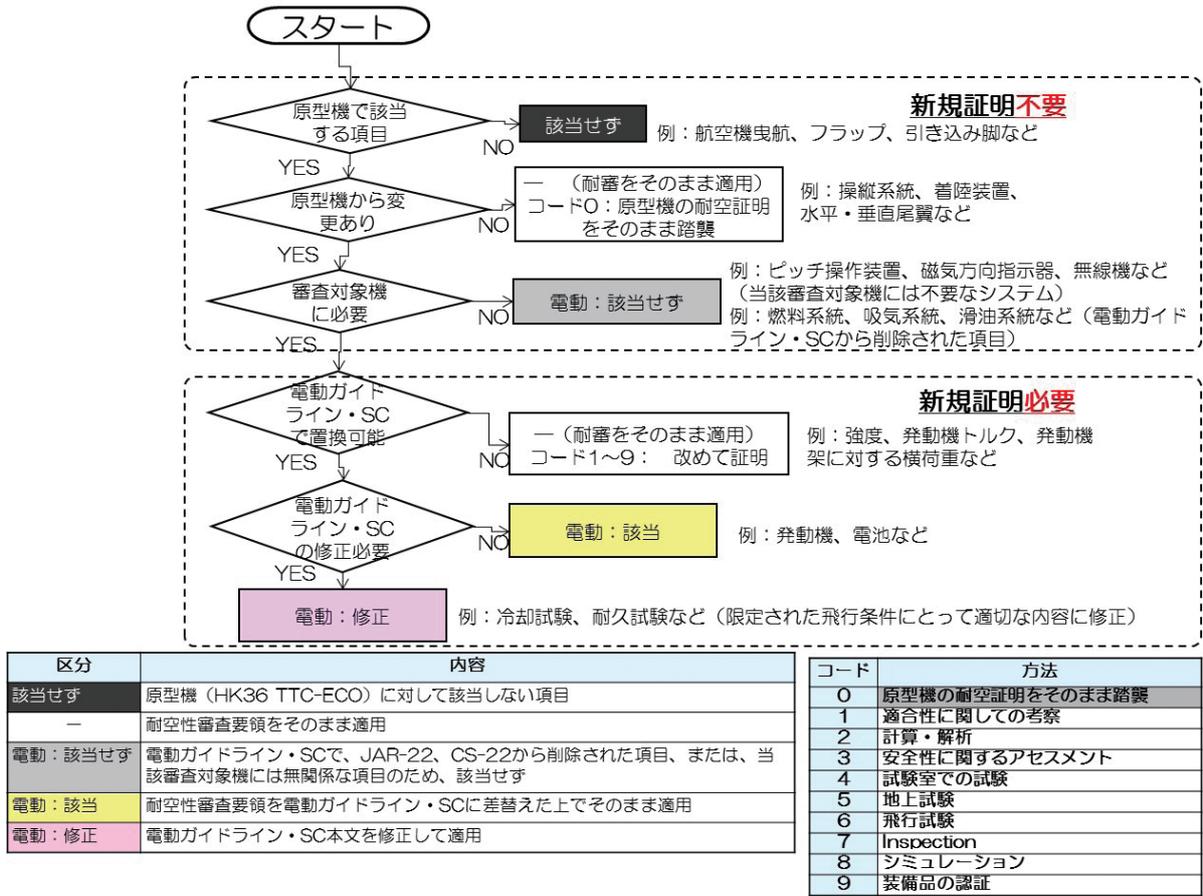


図 3-6 適合性審査区分の決定方法

表 3-4 適合性審査表

第VI部 第5章 動力装備					Subpart E-Po			適合性の証明		
対象規約										
項目番号	項目名	項目詳細	該当規約区分①	対応するCS規約	進捗③	提出時期④	方法⑤	試験		資料番号
								番号	実施	
5-1 一般 GENERAL										
5-1-1	装備	5-1-1-1 5-1-1-2 a 5-1-1-2 b	-	CS 22.901	◎B	4	1			FTHR-CS-5.1.1
5-1-2	格納可能な動力装備又はプロペラ		該当せず	CS 22.902						
5-1-3	発動機	5-1-3-1 5-1-3-2	電動：該当	CS 22.903	◎B	1	1			FTHR-CS-5.1.3.1
			-		◎B	2	4	P_03	FY25-3Q 実施済み	FTHR-TI-P_03
5-1-4	プロペラ		-	CS 22.905	◎B	1	9			FTHR-CS-5.1.4.8B
5-1-5	プロペラの間隙		-	CS 22.925	◎B	4	1			FTHR-CS-5.1.5
5-2 燃料系統 ENERGY SYSTEM										
5-2-1	一般	5-2-1-1 5-2-1-2 5-2-1-3	電動：該当		◎B	4	5	G_01	FY25-2Q 実施済み	FTHR-CS-5.2.1.1
					◎B	1	1			FTHR-CS-5.2.1.2
					◎B	2	1			FTHR-CS-5.2.1.3
5-2-2	燃料流量		電動：該当せず	CS 22.955						
5-2-3	使用不能エネルギー		電動：該当	CS 22.959	◎B	2	1			FTHR-CS-5.2.3
5-2-4	バッテリー 一般		電動：該当	CS 22.963	◎B	2	1			FTHR-CS-5.2.4
5-2-5	燃料タンクの試験		電動：該当せず	CS 22.965						
5-2-6	バッテリーの装備	5-2-6-1 5-2-6-2 5-2-6-3	電動：該当	CS 22.967	◎B	1	1			FTHR-CS-5.2.6.1
					◎B	1	1			FTHR-CS-5.2.6.2
					◎B	1	1			FTHR-CS-5.2.6.3
5-2-7	燃料タンクの余積			CS 22.969						
5-2-8	燃料タンクのサンブ			CS 22.971						
5-2-9	燃料タンクの燃料注入口			CS 22.973						
5-2-10	燃料タンクの通気			CS 22.975						
5-2-11	燃料ろ過器又はフィルタ		電動：該当せず	CS 22.977						



図 3-7 試験による証明の概観

(2) 新規証明必要な項目は、

- ① 現行の耐空性審査項目を用いる。
- ② JAR-22 電動ガイドライン 6)、CS-22 電動 SC⁷⁾ を基に、現行の耐空性審査項目を変更する。
- ③ 上記で変更した項目を、本試験の目的・条件に合うように修正する。

図 3-6 に、FEATHER における適合性審査表作成のための適合性審査区分の決定方法について示す。この図に示される通り、審査の区分をフローチャートで明確にしているが、新規証明不要の項目と必要な項目に分かれ、新規証明必要な項目について証明を行う。このフローチャートは、FEATHER 研究事業に限らず、他の電動航空機開発においても有用であると考える。

図 3-6 に示すフローチャートに基づいて作成した FEATHER の適合性審査表の一部を例として表 3-4 に示す。

適合性審査表のフォーマット自体は、電動航空機特有のものではないため、詳細説明は割愛するが、この表において、フローチャートに基づいて決定された

- ・ 現行の耐空性審査項目を用いる項目
 - ・ 電動ガイドラインで置き換えた項目
 - ・ 電動航空機に必要なためその項目自体を削除した項目
- が明確化されている。また、各項目に関して、図面、解析、試験等、どのような方法で証明するかを一覧として示し、対応する資料番号（例：FTHR-CS-5.1.1）が示されている。

3.5 設計に反映 (図 3-1-⑤)

このステップでは、各事業で要求されるシステム仕様と、適合性審査表に示した項目の双方に適合するように設計を行う。基準が曖昧な項目については、基準に適合するための具体的な証明方法を検討するため、適宜、他の各種ガイドライン^{e.g19)-22)}を参照する。

FEATHER 研究事業における各種システムの設計方針等に関しては、文献 23)~28) を参照されたい。文献 23) では設計方針全般、24)、及び 25) では回生システム、26) では多重化モータシステム、27) ではパイロットインターフェース、28) では電源システムについて述べている。

表 3-5 電動ガイドライン・SC を修正した例、耐久試験

シーケンス	Duration (分)	運用条件
1	1	開始～アイドリング
2	4 (オリジナル) ⇒ 2 (修正案)	離陸出力
3	2	冷却運転 (アイドリング)
4	4 (オリジナル) ⇒ 2 (修正案)	離陸出力
5	2	冷却運転 (アイドリング)
6	4 (オリジナル) ⇒ 2 (修正案)	離陸出力
7	2	冷却運転 (アイドリング)
8	5	最大連続出力の75%
9	2	冷却運転 (アイドリング)
10	1.5	最大連続出力
11	2	冷却運転、シャットダウン

Total 43 minutes (オリジナル) ⇒ 37minutes (修正案)

表 3-6 強度に関する基準の方針案

強度に関する基準	証明の方針案																								
<p>3-9 非常着陸状態 3-9-1 一般 3-9-1-4 4-5-10に規定する場合を除き、支持構造は、小規模な破壊着陸においてゆるみが生じた場合であっても、搭乗者が負傷するおそれのある重量物を、3-9-1-2aに規定する終極慣性力まで支持できるよう設計しなければならない。</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>Upward</td><td>7.5 g</td></tr> <tr><td>Forward</td><td>15.0 g</td></tr> <tr><td>Sideward</td><td>6.0 g</td></tr> <tr><td>Downward</td><td>9.0 g</td></tr> </table>	Upward	7.5 g	Forward	15.0 g	Sideward	6.0 g	Downward	9.0 g	<p>Diamond Aircraft社製HK36-TTC ECOは、CS22ではなく、JAR22に準拠して設計されているため、搭載物のみCS22に準拠しても構造的に意味がない。 従って、3-9に該当する項目に関しては、JAR22.561に準拠したい。</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>Upward</td><td>7.5 g</td></tr> <tr><td>Forward</td><td>15.0 g</td></tr> <tr><td>Sideward</td><td>6.0 g</td></tr> <tr><td>Downward</td><td>9.0 g</td></tr> </table> <p style="text-align: center;">CS22.561</p> <div style="text-align: center;">➔</div> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td>Upward</td><td>4.5 g</td></tr> <tr><td>Forward</td><td>9.0 g</td></tr> <tr><td>Sideward</td><td>3.0 g</td></tr> <tr><td>Downward</td><td>4.5 g</td></tr> </table> <p style="text-align: center;">JAR22.561に準拠</p>	Upward	7.5 g	Forward	15.0 g	Sideward	6.0 g	Downward	9.0 g	Upward	4.5 g	Forward	9.0 g	Sideward	3.0 g	Downward	4.5 g
Upward	7.5 g																								
Forward	15.0 g																								
Sideward	6.0 g																								
Downward	9.0 g																								
Upward	7.5 g																								
Forward	15.0 g																								
Sideward	6.0 g																								
Downward	9.0 g																								
Upward	4.5 g																								
Forward	9.0 g																								
Sideward	3.0 g																								
Downward	4.5 g																								

3.6 適合性証明方案作成と実際の証明

(図 3-1-⑥、⑦)

このステップでは、新規証明必要な項目については証明方案を、さらに試験が必要であれば試験方案を予め作成し、航空局と事前調整を行い、合意の上で試験等を実施する。なお前述した通り、航空局とは、3.2以降は適宜調整の上、進めている。

以下に FEATHER 研究事業における証明方案の例を述べる。また、その他の各種試験による証明の概観を図 3-7 に示す。

(1) 電動ガイドライン・SC を修正した例

図 3-6 の「電動：修正」の例として、電動推進系の耐久試験の証明方法を表 3-5 に示す。表 3-5 は、耐久試験に必要な動力（電動モータ）の運用条件と運用時間 (Duration (分)) を示している。

今回の飛行試験はジャンプ飛行や場周

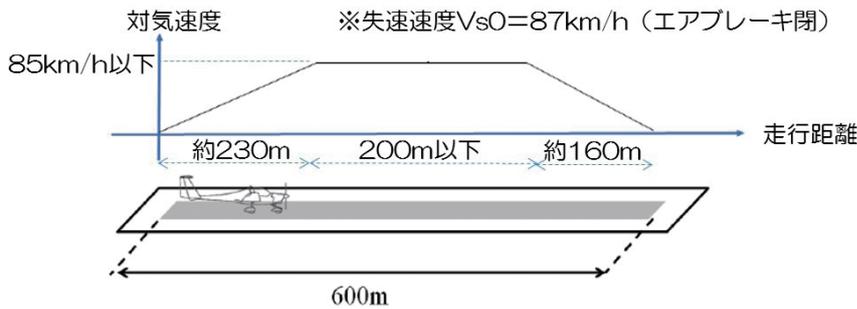
飛行のみに限定されており、1回あたりの飛行時間が電動ガイドライン・SC の耐久試験が要求する離陸出力時間に比べて非常に短く1分程度しかない。従って、限定された飛行プロファイルに適切な時間とするため、航空局との調整の上で耐久試験における離陸出力時間を4分から2分に短縮した。

(2) 基準の変更例 - 非常着陸状態の強度の証明 -

基準の変更例として、非常着陸状態の強度に関する基準と、それに対する証明の方針案を比較した表を表 3-6 に示す。表 3-6 に示す通り、耐空性審査基準第3部の3-9-1-4は、CS-22.561に準拠している。しかし原型機 ECO は、CS-22ではなく、JAR-22に準拠して設計されているため、搭載物強度のみCS-22に準拠しても構造的に意味がない。従って、搭載物の強度の基準はJAR-22.561に準拠するこ

表 3-7 滑走試験方案例

No.	滑走試験内容	スロットル状態 (出力)	速度	パイロット評価	
				評価内容	評価
0	慣熟滑走	PWR(最大20 kW) 低速タクシ	浮揚速度 未満任意	不適切な機体挙動 ・過剰な振動 ・非直進性 ・操縦操作の違和感 ・異音を含む非通常挙動の有無	<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(40 kW) 正対風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(50 kW) 正対風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(40 kW) 背風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(50 kW) 背風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(55 kW) 正対風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(55 kW) 正対風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(55 kW) 背風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
1	離陸時のシステム故障模擬 (Reject Take Off操作) ・出力55kWで滑走 ・浮揚速度の手前で PWR NTL ブレーキ作動	PWR(55 kW) 正対風	浮揚速度 手前	不適切な機体挙動 ・過剰な振動 ・操縦操作の違和感 ・異音を含む非通常挙動の有無 ・操作系統の操作性難度	<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(55 kW) 背風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
2	失速速度 (87km/h) 以上維持の 高速滑走 (エアブレーキを使用し浮揚させない)	PWR(55 kW) 正対風	90 km/h	不適切な機体挙動 ・過剰な振動 ・非直進性 ・操縦操作の違和感 ・異音を含む非通常挙動の有無	<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無
		PWR(55 kW) 背風			<input type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無



<p>試験方法 出力 ≤ 55kW (離陸出力) 程度で、浮揚しない速度 (85km/h以下程度) まで加速、定常走行、減速</p>
<p>試験条件 1. 通常の力行 (出力をパラメタとし、加速を比較) 2. 定常走行中にSimfail(4つのモータ要素のうち一つを停止)を実施 3. 減速走行中にRGN (風車ブレーキ) による空気抵抗の発生とエネルギー回生を実施</p>
<p>確認項目 1. 加減速高速走行が問題なく実施できること 2. システムが非通常状態に遷移しないこと 3. 操作性・視認性などに問題がないこと</p>

図 3-8 滑走試験概観

とで証明を行った。

(3) 航空局に提示した試験方案例

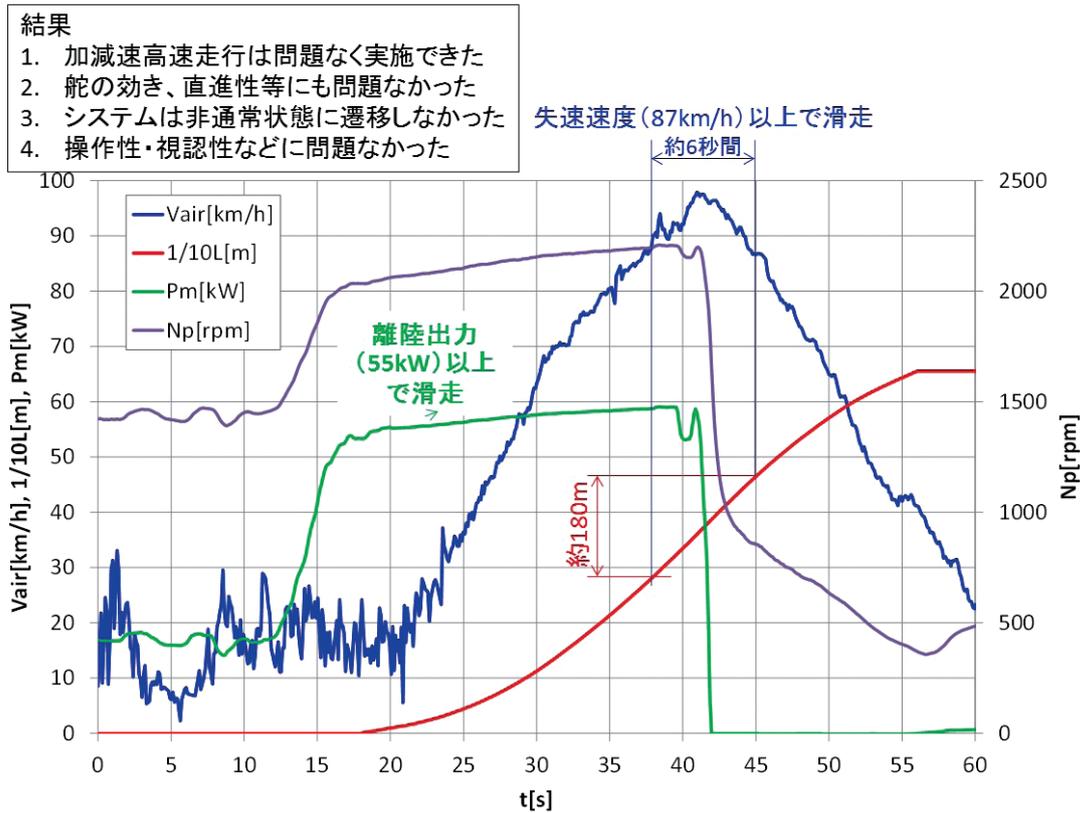
A. 地上滑走試験方案例

FEATHER 研究事業では、最終的な場周飛行試験を実施する前に、地上静止試験、滑走試験、2箇所でのジャンプ飛行試験を実施した。2箇所とは、600m級の滑走路のある大利根飛行場と、2000m級の滑走路のある飛行場であるが、2000m級

の滑走路の飛行場名は、飛行場関係者との約定によりここでは言及しない。

ジャンプ飛行試験の試験飛行許可を航空局から取得するために、航空局と滑走試験の内容を調整し、試験結果を提示する必要があった。

航空局に提示して認められた滑走試験方案例を表 3-7 に、概要を図 3-8 に示す。実際に使用した試験方案は、さらに詳細になることに注意されたい。



注※ 水平滑走距離Lは1/10の値を表示。Lの値は対気速度Vairと時間の積分値から算出したため、実際の走行距離とは異なる。対気速度Vairは20km/h以下程度の低速では計測誤差が大きい。また対気速度の誤差が大きいため、滑走前でも対気速度を検出している。

図 3-9 滑走試験結果

当該試験で各種データ、及びパイロットの主観評価結果（図 3-9 参照）を取得して航空局に提示し、ジャンプ飛行の試験飛行許可を取得した。

なお、試験飛行を担当するパイロットは原型機 ECO の操縦に十分慣熟した、動力滑空機、滑空機、飛行機の資格を有する事業用操縦士であり、当該資格に関する経験を十分に有している。

B. 場周飛行試験方案例

場周飛行試験許可を取得するために航空局に提示した飛行試験方案例を表 3-8 に示す。表 3-8 に示されるように滑走、ジャンプ飛行で機体挙動やシステム健全性の確認を行った後、場周飛行に移行した。

段階的な試験の実施理由は、JAXA と航空局双方にとって前例のないシステムであったことから万全を期すためであり、

さらにジャンプ飛行は東京航空局の管轄圏内、場周飛行は大阪航空局の管轄圏内となり飛行試験場が異なるため各局への申請が必要なためである。

3.7 運用手順書作成（図 3-1-⑧）

このステップでは、適合性証明結果の一部から、新規システム構成、組み立て、動力装置等の限界事項、性能、パイロットの通常・非通常操作手順等を追加した追加飛行規程に相当する運用手順書を作成する。試験飛行許可ではなく、耐空証明を取得する場合は、追加飛行規程となる。

運用手順書作成の際には、他社の電動航空機の飛行規程を参考にすることが容易であるため、入手が可能なら利用することが望ましい。

FEATHER 研究事業においても、他社の電動航空機の飛行規定^{e.g. 29)}を参考に作

表 3-8 場周飛行試験方案例

No.	飛行内容	最大対地高度[ft]	飛行内容の意図他
1	① 55kW (パワー設定) ② 高速で滑走して停止		滑走 機体挙動・システム健全性の確認
2	① 55kW離陸 ② 上昇して、前方に着陸	任意	ジャンプ 機体挙動・システム健全性の確認
3	① 55kW離陸 ② できるだけ上昇して、前方に着陸	任意	同上
4	① 55kW離陸 ② 300ft程度で55kW→45kW ③ 場周飛行 ④ 通常着陸	700~ 900	場周飛行 上昇途中でPWRを絞る。 巡航中はレベルフライト可能なPWRを維持。
5	① 55kW離陸 ② 300ft程度で55kW→45kW ③ 場周飛行 ④ RGN着陸	700~ 900	場周飛行 上昇途中でPWRを絞る。 巡航中はレベルフライト可能なPWRを維持。 降下時はRGNを使用。
6	① 55kW離陸 ② 300ft程度でSim Fail On ③ スロットルレバーを45kW以上に上げて、場周飛行 ④ RGN着陸	700~ 900	場周飛行 上昇途中でPWRを絞る。 巡航中はレベルフライト可能なPWRを維持。 降下時はRGNを使用。

※各ケースにつき、複数回飛行する場合がある。パワー設定や高度設定は目安であり、飛行時にパイロットが判断する。

略語の説明

※当該電動モータグライダーのモータモードには、PWR（力行）、NTL（OFF）、RGN（電力回生）がある。

略語	説明
NTL	Neutral： 出力=0kWのパワーレバー位置（アイドル位置相当）
PWR	Power： 原動機（モータ）出力が正の状態
RGN	Regeneration： モータによる電力回生（出力が負=発電の状態）
Sim Fail	Simulated Motor Fail： 模擬モータ故障（モータの出力値を3/4に減じる）
通常着陸	エアブレーキ調整による着陸
RGN着陸	RGN調整によりエアブレーキ使用量を減じた着陸

成した。ただし、運用者の理解を妨げないよう現在の飛行規程³⁰⁾と可能な限り書き方を変更しないように配慮した。

運用手順書から、航空機携帯用としてチェックリスト化した通常操作手順、非通常操作手順を参考として付録1に示す。

3.8 航空局への申請書類作成 (図 3-1-⑨)

このステップでは、11条ただし書き試験飛行許可申請書類を作成し、航空局に申請する。通常ならば、当該申請書類のみで良いと考えられるが、推進システムの独自開発等、重要箇所の変更を伴う場合には28条第3項の許可（操縦者の許可、航空局運用課担当）も必要になることを認識しておくことが望ましい。

FEATHER 研究事業についても28条第3項の許可申請については、操縦方式の変更点・非変更点を示した申請書を提出した。

3.9 試験飛行許可申請スケジュール

最後に、試験飛行許可申請スケジュー

ルについて FEATHER 研究事業の例を示す。

FEATHER 研究事業の試験飛行許可申請スケジュール全体を図3-10に、申請書類の提出時期と提出書類の例を表3-9に示す。

前述した通り予め証明方針を航空局に提案し、図3-10に示される許可申請スケジュールの通り、複数回に分けて申請を行った。また、航空局との調整は2013年5月に始まり、各種証明、証明書提出を経て、最初の試験許可取得までには1年半を要した。調整の相手先は、本省に始まり、大根飛行場と2,000m級の滑走路の飛行場の試験は東京局、岐阜飛行場での試験は大阪局となった。

今後、各種電動航空機の開発・試験飛行許可を取得する際には、航空局との調整に際し適切なスケジュールで臨むと共に、適宜ミーティングを行って合意を積み重ねていくことが望ましいと考える。耐空証明や型式証明の場合には、申請した後の審査期間がさらに長くなることを

スケジュール概要

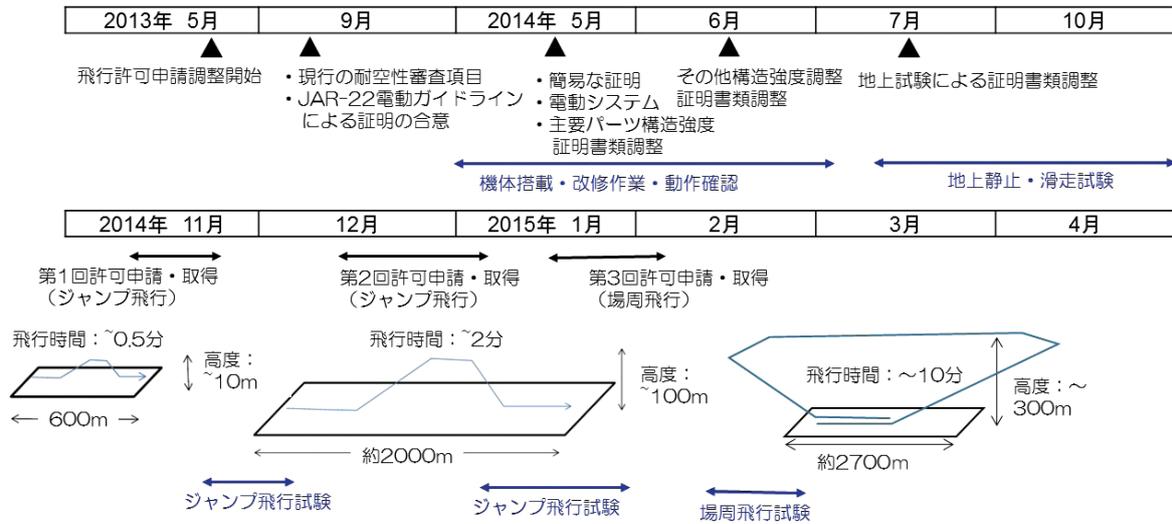


図 3-10 許可申請スケジュール

表 3-9 申請書対の提出時期と提出書類

記号	時期	提出予定書類	備考
1	2014/5 上旬 (5/7-9頃)	1. 飛行許可申請書 表紙 2. 飛行許可申請書 別紙1, 2, 3, 4 3. 飛行許可申請書 別紙5(一部) ^{※1}	簡易な証明
2	2014/5 下旬 (5/19-23頃)	1. 飛行許可申請書 別紙5(一部) ^{※1}	電動推進システム、主要パーツ構造強度
3	2014/6 下旬 (6/23-27頃)	1. 飛行許可申請書 別紙5(一部) ^{※1}	その他の構造強度
4	2014/7 中旬 (7/14-25頃)	1. 飛行許可申請書 別紙5(一部) ^{※1}	地上試験による証明

※1 添付資料「FTHR-AW-1B 適合性審査表20140501.pdf」を参照

想定するのが望ましい。

4. その他の教訓

以下に、FEATHER 研究事業で取得した試験飛行許可を取得する上でのその他の知見をまとめる。なお、当知見は FEATHER 研究事業で取得したものであり、一般的でない可能性があることに注意されたい。

4.1 搭載システムの代替案の想定

開発品ではない搭載システムについては、搭載品のリコール等の外的要因により、突然使用不可能な状態になる可能性がある。試験計画段階において、上記の状況を想定し、代替案を検討しておくこ

とが望ましい。

4.2 検査官との密なコミュニケーション

航空局との調整による遅延のリスクは想定しておく必要があるが、検査官とのコミュニケーションによるところが大きい。上記の合意の積み重ねと同時に信頼関係を構築していくことが申請直前の調整や、申請後のアクションアイテム対応等に重要と考える。

4.3 パイロット保険

本件のような大幅な改造機に対しては、国内の保険では対処しきれない場合があることを十分認識し、保険会社や加入業者によく確認することが望ましい。

FEATHER 研究事業においても、国内の保険では対処できないことが飛行試験直前に発覚した。しかし、急遽海外の保険に切り替えたため、スケジュールに影響与えずに済んだ。

5. まとめ

本稿では、電動航空機の試験飛行許可取得のプロセスについて、今後、航空局から電動航空機の試験飛行許可を取得する企業・大学のガイドラインとなるような観点で、FEATHER (Flight monstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution) の研究事業を例に概説した。

2012年当時、世界的にも電動航空機の耐空性基準がほとんど存在しなかった。そこで、FEATHER 研究事業では現行の耐空性審査項目と、電動推進システムを動力滑空機に搭載するためのJAR-22のガイドラインや、CS-22の特別要件を基に基準を整理・修正し、それらへの適合性を証明することで、試験飛行許可を取得した。

試験飛行許可取得後、電動化されたダイヤモンド・エアクラフト社製の動力滑空機、HK36TTC-ECOの飛行試験は2015年2月に成功裏に終了した。

今後、海外で製造された電動航空機の我が国への輸入や、国内における新たな電動航空機開発に伴って、航空局からの試験飛行許可や耐空証明取得の技術およびノウハウが一層必要になると考えられる。本報告で紹介した試験飛行許可取得プロセスに関する各種の知見は、その際に必須となる国内での最初の前例として位置付けられる。今後も新たな電動航空機を提案、設計していく上で必要となるであろう適合性証明基準や飛行試験技術を予測し、国内の電動航空機開発を促進する上で有用となる知見を整理・構築していく予定である。

6. 参考文献

- 1) 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、“航空用電動推進システムの飛行実証”、第53回飛行機シンポジウム、1A03、2015年11月、松山。
- 2) Standard Practice for Design and Manufacture of Electric Propulsion Units for Light Sport Aircraft, Designation: F2840-11, 2013.
- 3) 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
- 4) <https://www.schempp-hirth.com/en/sailplanes/arcus/arcus-e.html>
- 5) <https://gbmc-blog.biz/2016/04/04/e-fan-airbus-groups-electric-plane-crossed-the-channel-in-2015/>
- 6) Ausgabe Vorlaeufige Richtlinie fuer den Einbau von Elektroantrieben in Motorseglern (2nd Issue Preliminary Guidelines for the Installation of Electric Propulsion Systems in Motorgliders), Luftfahrt-Bundesamt Abteilung Technik I 421-Elektro-97, Braunschweig, den 10. 01. 2011.
- 7) Special Condition CS-22, Installation of electric propulsion units in powered sailplanes, SC-22.2014-01, 20-March, 2014.
- 8) 国土交通省航空局技術部 航空機安全課、耐空性審査要領、平成24年5月 現行改正第5版。
- 9) 航空法第十条(平成二八年五月二七日法律第五一号)。
- 10) 航空法第二十条(平成二八年五月二七日法律第五一号)。
- 11) 航空法第十一条(平成二八年五月二七日法律第五一号)。
- 12) 国土交通省 航空機検査業務サーキュラー(平成26年1月22日(国空機第1079号))。
- 13) <http://www.salesio-sp.ac.jp/main/project/solarplane.html>

- 14) http://www.ac-olympus.com/project/sp-1/sp-1_top.html
- 15) http://www.mizuko.okayama-c.ed.jp/wordpress/?page_id=2626
- 16) 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。
- 17) 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。
- 18) <http://www.data.jma.go.jp/obd/stats/etrn/>
- 19) SAE J2344, Surface Vehicle Information Report: Guidelines for Electric Vehicle Safety, Issues Jun, 1998.
- 20) AC 43.13-1B, Chapter 11. Aircraft Electrical Systems, FAA, 9/8/98.
- 21) NM375 Special Conditions No. 25-359-SC, Boeing Model 787-8 Airplane; Lithium Ion Battery Installation, FAA, Oct. 11, 2007.
- 22) MIL-W-22759/34 (SAE As22759/34), Wire (M22759/34 Wire) Construction.
- 23) 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.
- 24) Nishizawa, A., Kobayashi H. and Fujimoto H., ” Development and flight demonstration of regenerative electric propulsion system for aircraft application” AJCPP2016, 2016.
- 25) 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回日本航空宇宙学会年会講演会、2016.
- 26) 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、2016年10月、富山。
- 27) 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10月、松山。
- 28) Nishizawa, A. and Kobayashi H. “Flight demonstration of lithium-ion battery system under high C-rate operation” Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, 2016.
- 29) Pipistrel, Flight manual and Maintenance manual applies to Taurus Electro G2, 9 March, 2011.
- 30) 日本モーターグライダークラブ (株)、ダイヤモンド・エアクラフト式HK36TTC-ECO型JA07EC個別飛行規程, 平成19年03月04日。

付録 1 通常操作手順

Before Starting Motor		
1.	Rudder Pedal	Adj
2.	Seat & Seat Belt	Adj & Fasten
3.	Canopy	Close & Rock
4.	FLT Control	CK
5.	Parking Brake	Set
6.	Air Brake	CK
7.	SIM Fail SW	Off & Gard
8.	SW	All Off
9.	Annunciator Light	All Off
10.	Cowl Flap	Open
11.	Throttle	NTL

Starting Motor		
1.	CB	All In
2.	Start SW	On
3.	PC SW	On
4.	「Master SW On」Message	Displayed
5.	Master SW	On
6.	Battery State Of Charge (S.O.C)	100%
7.	「Contactor SW On」Message	Displayed
8.	Contactor SW	On
9.	「System Ready」Message	Displayed
10.	Prop Clear & Throttle PWR	As Required
11.	Motor Mode 「PWRJ」	Displayed
12.	Temp	All White Background
13.	Status Message	Not Displayed
14.	Annunciator Light	All Off

Taxi		
1.	Parking Brake	Off
2.	Throttle	As Required

Before Take Off		
1.	Parking Brake	Set
2.	Out Side	Clear
3.	Throttle	100 % (in 3sec)
4.	Status Message	Not Displayed
5.	Annunciator Light	All Off
6.	Throttle	NTL
7.	Battery S.O.C	Above 40 %
8.	FLT Instruments & Motor Display	Normal
9.	Parking Brake	Off

Take Off & Climb		
1.	Throttle	92%/55kW
2.	Motor Mode 「PWRJ」	Displayed
3.	Climb PWR (Above 400ft)	75%/45kW
4.	Climb Speed (Vx 97 km/h Vy 110 km/h)	Set
5.	Status Message	Not Displayed
6.	Annunciator Light	All Off

Cruise		
1.	Cruise PWR	35-50%
2.	Battery S.O.C	CK
3.	Motor Display	CK
4.	Status Message	Not Displayed
5.	Annunciator Light	All Off

Descent		
1.	Motor Mode 「PWRJ」	Displayed
2.	Throttle	As Required
3.	Trim Tabs	As Required
4.	Air Brake	As Required
5.	Annunciator Light	All Off

Approach & Landing		
1	Throttle	As Required
2	Trim Tabs	As Required
3	Air Brake	As Required
4	APP SPD	115 km/h

After Landing & Motor Shut Down		
1.	Throttle	NTL
2.	Parking Brake	Set
3.	Master SW	Off
4.	Contactor SW	Off
After PC Shut Down		
5.	Start SW	Off

非常操作手順

Motor Fire on Ground		
1. Throttle	NTL	
2. Contactor SW	Off	
3. Master SW	Off	
4. Start SW	Off	
5. Cabin Air	Closed	
Abandon the Aircraft and Start Fire Extinguishing with a Waterless Agent.		
WARNING! After the Fire has been Extinguished, Do Not Attempt to Restart the Motor		
Motor Fire in Flight		
1. Contactor SW	Off	
2. Cabin Air	Closed	
3. Open Side Windows As Required		
4. Perform Side-Slip (Cabin) Manoeuvre in Direction Opposite the Fire		
5. Air Speed	(115km/h) Set	
6. Perform Emergency Landing Procedure		
7. After Land, Abandon the Aircraft Immediately		
Battery System Fire on Ground		
1. Throttle	NTL	
2. Contactor SW	Off	
3. Master SW	Off	
4. Start SW	Off	
5. Abandon the Aircraft and Start Fire Extinguishing with a Waterless Agent.		
Battery System Fire in Flight		
1. Contactor SW	Off	
2. Open Side Windows As Required		
3. Perform Side-Slip (Cabin) Manoeuvre in Direction Opposite the Fire		
4. Air Speed	(115km/h) Set	
5. Perform Emergency Landing Procedure		
6. Land and Abandon the Aircraft as soon as Possible		
WARNING! Use Only Waterless Fire Extinguishing Agents to Extinguish Any Fire On the Aircraft		

System Fail / Shut Down on Ground		
1. Throttle	NTL	
2. Contactor SW	Off	
3. Master SW	Off	
4. Start SW	Off	
System Fail / Shut Down during Take Off		
1. Throttle	NTL	
2. Brake	Apply	
3. Contactor SW	Off	
4. Master SW	Off	
5. Start SW	Off	
System Fail / Shut Down after Take Off (Climb & Cruise)		
1. Air Speed	(115km/h) Set	
2. Throttle	NTL	
3. Contactor SW	Off	
4. Land as soon as Possible		
System Overheat on Ground		
1. Throttle	NTL	
2. Contactor SW	Off	
3. Master SW	Off	
4. Start SW	Off	
System Overheat during Take Off		
1. Throttle	NTL	
2. Brake	Apply	
3. Contactor SW	Off	
4. Master SW	Off	
5. Start SW	Off	
System Overheat after Take Off (Climb & Cruise)		
1. Air Speed	(115km/h) Set	
2. Throttle	NTL	
3. Contactor SW	As Required	
4. Land as soon as Possible		

Over Current		
1. Throttle	Down	
If Annunciator Light, Over Current Message Continues to display,		
2. Throttle	NTL	
3. Contactor SW	Off	
4. Land as soon as Possible		
Over Rev		
1. Throttle	Down	
If Annunciator Light, Over Current Message Continues to display,		
2. Throttle	NTL	
3. Contactor SW	Off	
4. Land as soon as Possible		
Bat. S.O.C Low / Limit		
1. Land as soon as Possible		
Smoke in Cockpit		
1. Air Speed	(115km/h) Set	
2. Throttle	NTL	
3. Contactor SW	Off	
4. Open Side Windows As Required		
5. Land as soon as Possible		
Motor Display Failure (Message Displayed, No Annunciator Light)		
1. Land as soon as Possible		

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-17-001
JAXA Research and Development Report

電動航空機の試験飛行許可取得
Acquisition Procedure of Permission for Electric Aircraft Test Flights

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8月31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・電子媒体等に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.

