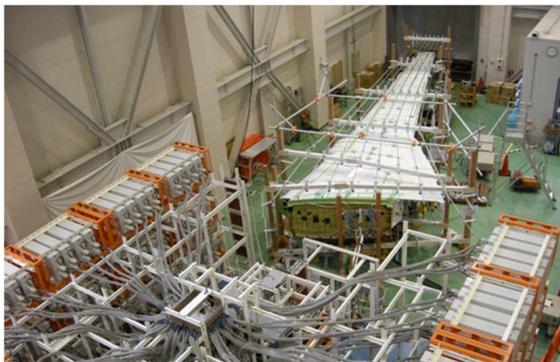


航空機への落雷時の 主翼燃料タンクの防爆安全性を確認する実主翼試験評価

Test Evaluation Using Full Wing Model Which Ensures the Safety of Aircraft
in Explosion Prevention Under Lightning Environment



彌政 敦洋*¹
Atsuhiko Iyomasa

池田 顕夫*²
Akio Ikeda

青井 辰史*³
Tatsufumi Aoi

神原 信幸*²
Nobuyuki Kamihara

山口 賢剛*³
Kengo Yamaguchi

橋上 徹*⁴
Tooru Hashigami

Mitsubishi Regional Jet (MRJ) では近年厳格化された被雷時の主翼燃料タンクの防爆性証明のため、三次元電磁界解析や要素試験等を用いて、十分な安全余裕を見込んだ耐雷設計を施している。製造実績のないMRJに対して安全性の確認をより強固にし、型式証明取得を支援するデータを取得するため、今回、海外でも殆ど前例のない、実機主翼と同じプロセスにて製造した実主翼モデルを用い、航空機の耐雷試験の規格である ARP5412⁽¹⁾の雷電流(最大 200kA)を被雷させた試験を実施し、主翼燃料タンク内部での燃料着火の原因となる着火源の有無、及び内部の電位差・電流を評価した。実施した全ケースにおいて、主翼燃料タンク内で着火源が発生しない事、及び内部の電位差・電流も十分小さいことを実証した。

1. はじめに

当社及び三菱航空機(株)では次世代の国産リージョナルジェット旅客機 MRJ の 2015 年の初飛行、及び 2017 年の初号機納入に向け開発を進めており、現在は型式証明取得に必要な様々な試験や解析を実施中である。

旅客機の開発では、国土交通省航空局の耐空性審査要領や諸外国の同種の規定に則って安全に飛行できるように設計・製造するとともに、これらに対する適合性を証明する事が必要である。規定は、強度、構造、環境性能、安全性など多岐にわたっており、その一つに燃料タンクの防爆がある。この規定は 1996 年の TWA800 便の墜落事故を契機に厳格化され、爆発に繋がるおそれのある全ての要因に対して、あらゆる状況を想定して爆発が起きないことを証明することが求められており、被雷対策はその中でも技術的に最も困難なものとされている。

2. 実主翼試験評価の特徴

旅客機では一般に主翼自体が燃料タンクを構成している。主翼の被雷時に燃料の着火源となりうるのは、主翼内部の構造締結部や装備品艙装部でのスパークである。MRJ では諸外国を含む航空当局の規定への適合性を証明する“適合性証明試験”として、部品を締結する様々な部位について要素毎に雷撃試験を予定している。この試験では、製造バラつきや故障等も考慮した上で、燃料着火の原因となるスパークが発生しないことを実証する作業を順調に進めている。

*1 技術統括本部総合研究所電気・応用物理研究部 主席研究員 工博

*2 技術統括本部総合研究所電気・応用物理研究部

*3 技術統括本部総合研究所電気・応用物理研究部 主席研究員

*4 三菱航空機(株)技術本部第1設計部 Grリーダー

数万の締結構造から構成された航空機において、すべてが組み上がった最終状態においても、燃料タンク内部に燃料着火の原因となるスパークやスパークの原因となるような電流や電位差が発生しない事を念のために確認するとともに、三次元電磁界解析の信頼性を確認する目的で、実機主翼と同じプロセスにて製造した実主翼モデルを用い、航空機の耐雷試験の規格である ARP5412^{※1}に規定される雷電流(最大 200kA)を被雷させる試験を実施した。実主翼モデルは主翼燃料タンク構造^{※2}には関係のないウイングレットや動翼、エンジンパイロン等を除いて、本機主翼(右翼)と同じ構造、同じプロセスにて製造した供試体であり、全長約 14m、幅約4mの大型の供試体である(図1)。また実主翼モデルへの雷電流の印加には、音羽電機工業(株)雷テクノロジーセンターに設置された当社保有の雷電流発生装置⁽²⁾(図2)を用いた。この装置は国内唯一、FAA^{※3}の規定に基づいた雷撃試験の実績がある設備であり、試験には ARP5412 で規定される複数のコンポーネント波形を合成した複合波(最大 200kA)を印加した。

実主翼モデルでの ARP5412 に規定される雷電流レベルでの試験評価は海外でも殆ど前例がなく、国産機開発における安全性の確認をより強固にするものである。

※1 Aerospace Recommended Practice の略

航空機、自動車、商用車業界の関連技術の技術者・専門家が参加している団体(SAE International)が発行している航空機関連の標準規格

※2 MRJ の燃料タンクは主翼及び中央翼の前後桁及び上下面スキンで囲まれたボックス構造の内側に漏れ止めのシールを施し、翼内部構造を燃料タンクとしたインテグラルタンクである。

※3 Federal Aviation Administration (アメリカ連邦航空局)の略

アメリカの運輸省の下部機関であり、米国での航空機の型式認証を行う。

耐雷設計の妥当性検証として、主翼燃料タンク内部における下記事項を実施した。

- (1) 燃料着火の原因となるスパーク有無の確認
- (2) 電位差測定
- (3) 電流測定

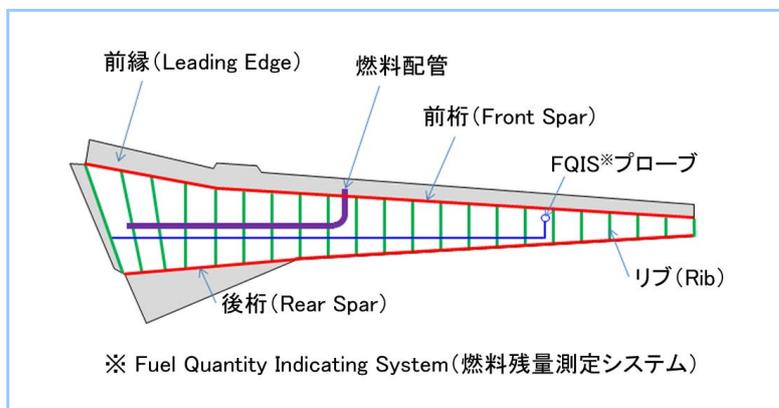


図1 実主翼モデル構造概略図



図2 雷電流発生装置外観図

3. 試験構成及び条件

3.1 試験構成

(1) 試験全体構成

試験構成概要を図3に示す。ARP5412 に規定される急峻な電流波形を印加するためには、雷電流発生装置と負荷となる実主翼モデルを低インピーダンスで接続する必要があり、また実際の被雷時と試験時の電磁界環境を極力合わせるために、実主翼モデルと雷電流発生装置を接続する導体(以降、外周回路と呼ぶ)に流れる電流による磁場影響を小さくする必要があり。そのため、実主翼モデルを取り囲むように外周回路を配置することで前述の要求を実現させた。雷電流発生装置の出力端子の片側は実主翼モデルの胴体側に接続し、もう片側は外周回路と接続している。実主翼モデルの雷電流を印加する対象箇所(着雷場所)と外周回路を接続することで、任意の箇所へ雷電流を印加することが可能である。

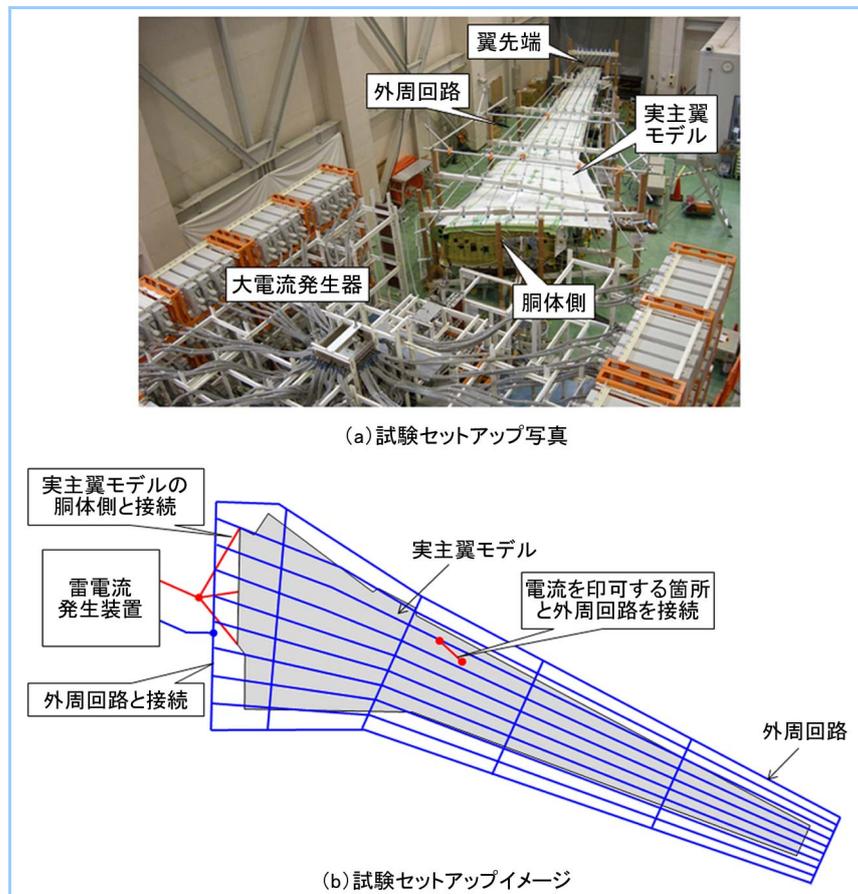


図3 試験構成概要

(2) 燃料着火の原因となるスパーク有無の確認方法

被雷時に燃料着火の原因となるスパークが発生しない事を確認するために、最大 15 台のカメラを主翼燃料タンク内全体に配置した(図4)。使用したカメラの感度は事前に絞りや撮影後の画像処理、表示処理まで含めて燃料着火の原因となるスパークが検出できるように航空機の耐雷試験規格⁽³⁾⁽⁴⁾に規定された方法にて校正した。またカメラは雷電流発生装置から雷電流の印加のタイミングで出力される光信号に同期させ、雷電流の印加直前～雷電流の印加後まで数秒間に渡り、露光させた。主翼燃料タンク内部には外部からの光は入らないため、スパークが発生しなければ真っ暗な写真が得られる。また高電圧・大電流の影響を抑制して耐雷試験を安全且つ正確に行うため、主翼燃料タンク内部に配置したカメラと接続する USB の電気信号を光信号に変換し、測定室内と電氣的に絶縁した状態で通信及びシャッター、ライトアップ撮影等の遠隔動作が複数台のカメラで同時に行えるシステムを構築している。

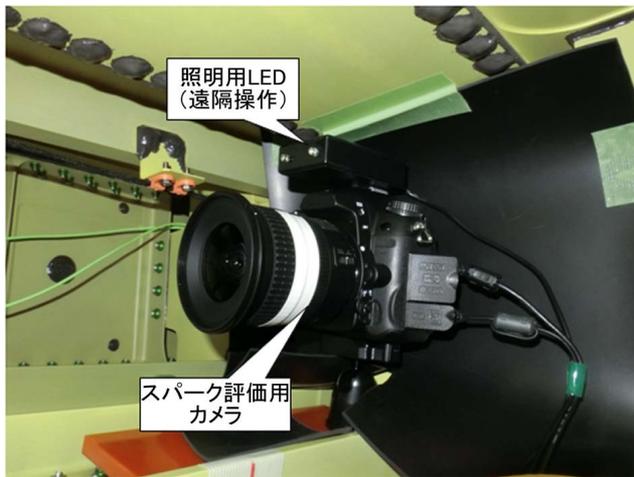


図4 スパーク評価用カメラ配置例

(3) 電位差測定方法

本試験では、電位差測定箇所としてFQIS^{※4}プローブをピックアップした。FQISプローブは燃料の残量を測定するセンサであり、そのケーブルは主翼燃料タンク中で最長の信号線である。そのため主翼燃料タンクの中で電位差が大きく出ると考えられる。実翼の電気的条件を模擬するために、この FQIS プローブの片側を胴体側で実機と同様に主翼燃料タンク構造と電気的に接続し、翼の先端側の FQIS プローブと主翼燃料タンクの構造部材との電位差を電圧プローブにて測定した(図5)。電圧プローブはバッテリー駆動型のオシロスコープに接続し、他測定器や接地の影響を受けないように考慮した。またオシロスコープもカメラと同様に、接続する LAN の電気信号を光信号に変換し、電気的に絶縁させ、オシロスコープの設定及びデータ取得が遠隔操作可能なシステムを構築している。

※4 Fuel Quantity Indicating System (燃料残量測定システム)の略。

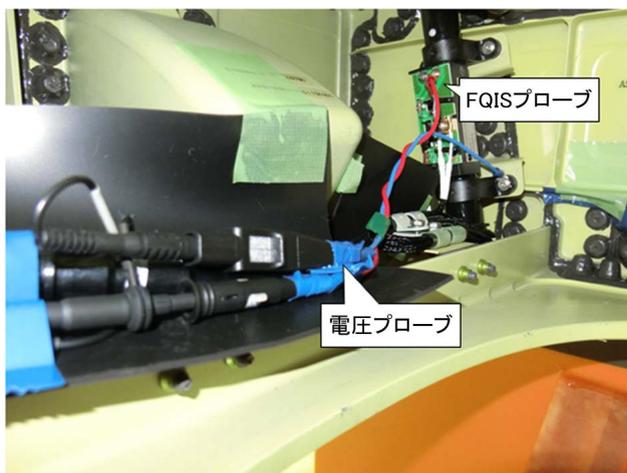


図5 電圧プローブ配置例

(4) 電流測定方法

雷電流を印加した際に主翼燃料タンク内部に流れ込む電流を測定するため、雷電流を印加するファスナ(着雷ファスナ)と主翼燃料タンク内のリブとを締結する部位(シアタイ)に光ファイバー電流計のセンサを取り囲むように取り付け、測定を行った(図6)。本試験で使用した光ファイバー電流計は当社が耐雷試験用に東京電力(株)、昭和電子工業(株)と共同で開発した磁気光学効果を利用した計測器^⑤であり、電流が10A~100kA程度、周波数がDC~1MHz程度まで測定可能である。また本センサは光信号にて測定するため、測定対象とは電気的に絶縁して測定することが可能である。そのため耐雷試験のような高電圧・大電流環境においても影

響を受けず、正確な測定が出来る。またセンサの出力信号は測定室まで光ファイバーで取り回し、測定室内に配置した信号処理器で電気信号に変換し、オシロスコープにてデータを取得している。

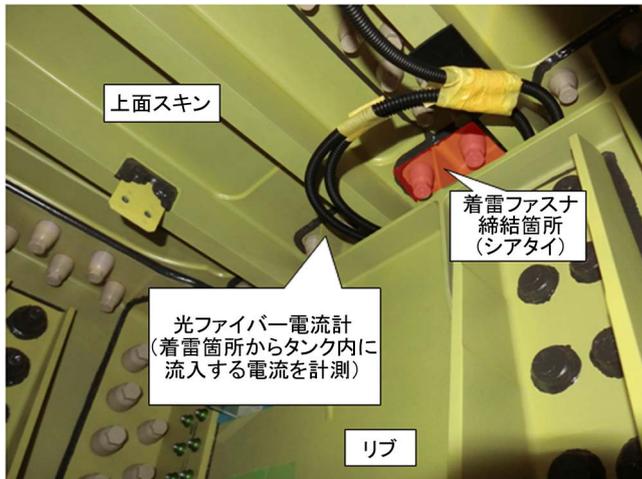


図6 光ファイバー電流計配置例

表1 試験条件

case	着雷場所	被雷ゾーン	電流印加方法	注入電流波形
1	翼先端(Wing Tip)	Zone3(1A)*	コンダクション	Comp.A(200kA) + B + C
2	上面スキン合わせ面締結ファスナ1	Zone3	アークエントリー	Comp.A/5(40kA) + B + C*
3	パイロン(Pylon)	Zone3(1A)*	コンダクション	Comp.A(200kA) + B + C
4-1	上面スキン合わせ面締結ファスナ2	Zone2A	アークエントリー	Comp.D(100kA) + B + C*
4-2	上面スキン合わせ面	Zone2A	アークエントリー	Comp.D(100kA) + B + C*
5	上面スキン合わせ面締結ファスナ3	Zone2A	アークエントリー	Comp.D(100kA) + B + C*
6	主着陸装置(Main Landing Gear)	Zone3(1A)*	コンダクション	Comp.A(200kA) + B + C
7	点検用パネル(Access Panel)	Zone2A	アークエントリー	Comp.D(100kA) + B + C*
8	下面スキン合わせ面締結ファスナ	Zone3	アークエントリー	Comp.A/5(40kA) + B + C*

* Wing Tip, Pylon, Main Landing Gear は Zone1A に該当するが、実主翼モデルには該当部品がついていないため、Wing Tip, Pylon, Main Landing Gear が接続される箇所に Zone3 の電流を注入した。

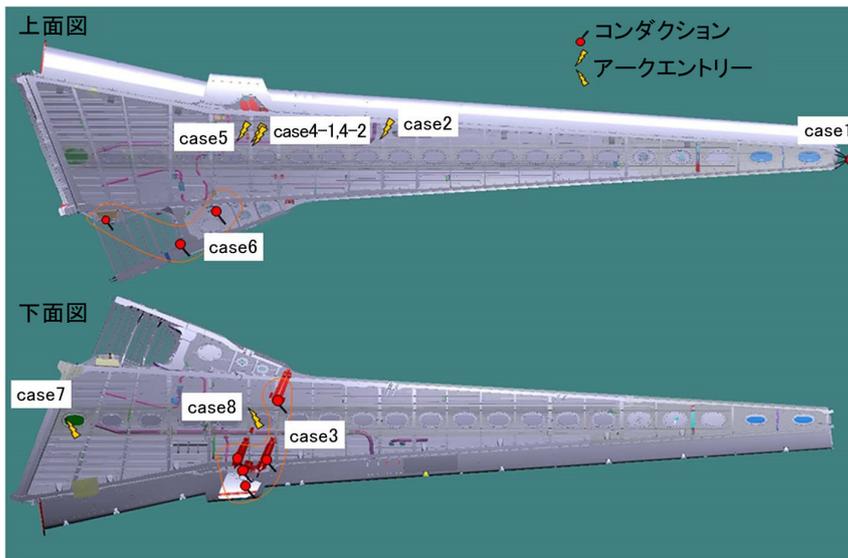


図7 着雷場所

3.2 試験条件

本試験では、ARP5414⁽⁶⁾に規定される被雷状態に対応した典型的な被雷条件として、全9箇所にコンダクション^{※5}及びアークエントリー^{※6}にて雷電流を印加した(表1及び図7)。また試験時のセンサ配置例を図8に示す。

※5 コンダクション:翼端やエンジンが被雷した際に、雷電流が主翼を通過する状態を模擬。

※6 アークエントリー:主翼が直接被雷する状態を模擬。

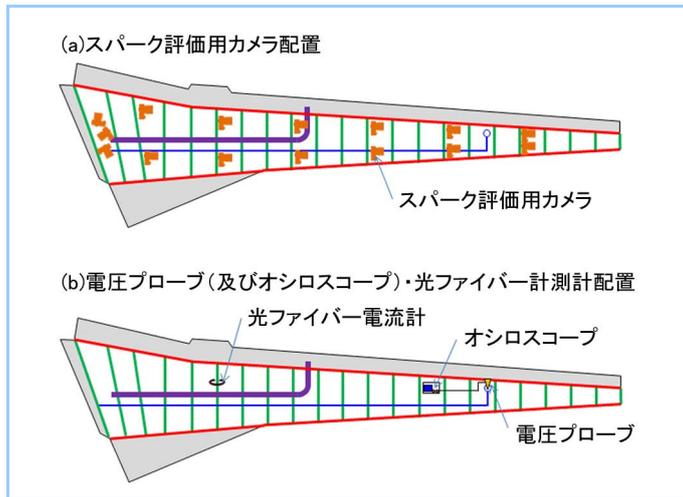


図8 主翼燃料タンク内センサ配置例

代表条件として case1 (コンダクション印加) と case4-1 (アークエントリー印加) の2条件について説明する。

case1は、翼先端への被雷を想定した条件であり、外周回路と実主翼モデルを翼先端でケーブルを用いて接続している。雷電流発生装置から外周回路を通過して、翼先端から胴体側に電流が流れる。

また、case4-1は翼中央のファスナに被雷した場合を想定した条件であり、翼表面の上面スキンが重なっている合わせ面とリブを締結しているファスナへ着雷させる条件である。このファスナの上に少し空間を空けてアークエントリー電極を取り付け、外周回路から翼に流れる雷電流を実際の雷と同様にアーク放電にて印加している^{※7}。

case4-1 でファスナに着雷させた際に減光フィルタを用いて撮影した着雷場所のアーク放電画像を図9に示す。

※7 航空機の耐雷試験規格 ARP5416 に規定されている方法で電流印加した。

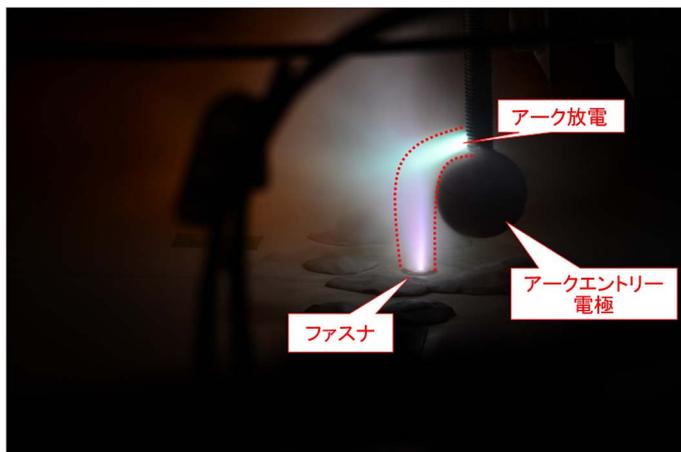


図9 case4-1 着雷場所のアーク放電

4. 試験結果

4.1 燃料着火の原因となるスパーク有無の確認結果

図10(case1)、図11(case4-1)に試験前の照明を付けた状態で撮影した画像と雷電流印加直前～雷電流印加後まで露光撮影した試験時画像を示す。画像中に赤色の発光が見えるが、これはカメラが正常動作しているかを確認するために撮影範囲に設置した LED の光である。雷電流印加時の画像にはこの LED の光以外映っておらず、燃料着火の原因となるスパークは発生していないといえる。また、撮影した全カメラでもスパークは発生していない事を確認した。さらに、他

試験条件においても、撮影した全カメラでスパークが発生していない事を確認した。この結果から、主翼の様々な場所に着雷しても、主翼燃料タンク内部で燃料着火の原因となるスパークが発生しない事が実証できた。

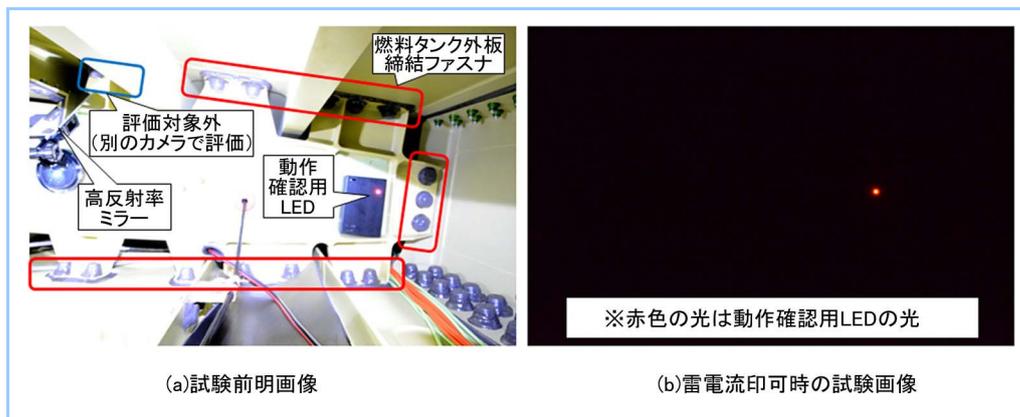


図 10 case1 スパーク評価用カメラ撮影画像

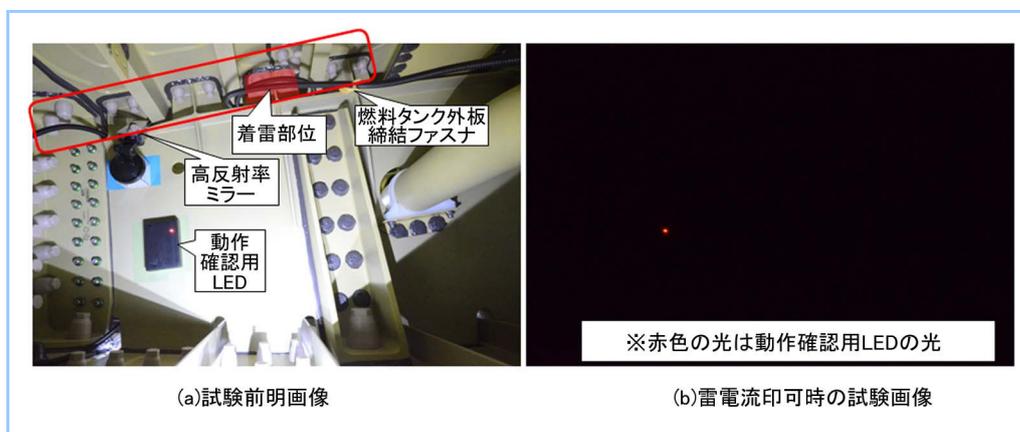


図 11 case4-1 スパーク評価用カメラ撮影画像

4.2 電位差測定結果

図5に示したように取り付けした電圧プローブを用い、case1での FQIS プローブ-主翼燃料タンク構造間の電位差を測定した。測定結果を図 12 に示す。このグラフでは横軸が時間(電流注入時点が0)で、縦軸が FQIS と主翼燃料タンク構造間の電位差である。また縦軸は FQIS の電位が主翼燃料タンク構造より低い場合に負、FQIS の電位が主翼燃料タンク構造より高い場合に正となる。図 12 では印加電流の方向を反映して、極性が負に出ており(case1では翼先端から胴体側へ電流を流しており、FQIS プローブは片端を胴体側で主翼燃料タンク構造に短絡しているため)、また1V以下と、値は小さかった。

電位差が数百Vと大きければ、絶縁破壊を起こし、燃料着火の原因となるスパークが発生する可能性があるが、今回の結果では十分小さく、防爆上問題ないことを確認した。

4.3 電流測定結果

図6に示したように、着雷ファスナと主翼燃料タンク内のリブとを締結する部位(シアタイ)に巻き付けた光ファイバー電流計を用いて、case4-1 での着雷ファスナから主翼燃料タンク内部へ流入する電流を測定した。測定結果を図 13 に示す。このグラフでは横軸が時間(電流注入時点が0)で、縦軸がシアタイ電流である。また縦軸は主翼燃料タンクに流入する方向が負、主翼燃料タンク内部からスキンへ流出する方向が正となる。case4-1 では最大約 90A の電流が燃料タンク内に流入していることが分かる。case4-1 では 100kA ピークの雷電流を印加しており、主翼燃料タンク内部に流入した電流は実主翼モデルに印加した電流の約 0.1%しか流入していないことが分かる。他のアーク注入条件でも、主翼燃料タンク内部への流入電流は最大で印加した電流の1%未

満であった。この結果より、雷電流の殆どは表面を流れ、主翼燃料タンク内部には殆ど電流が流入しない事が確認できた。

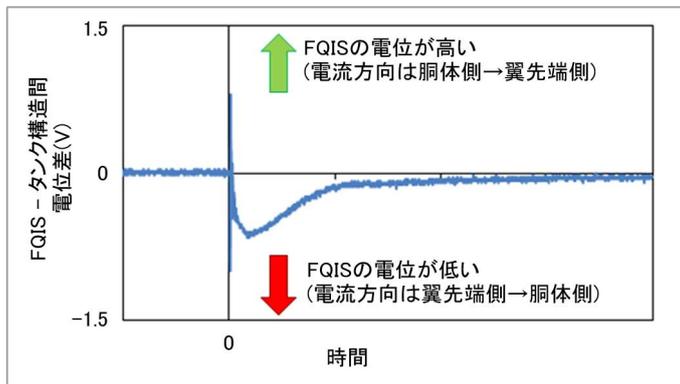


図 12 FQIS 電位差測定結果

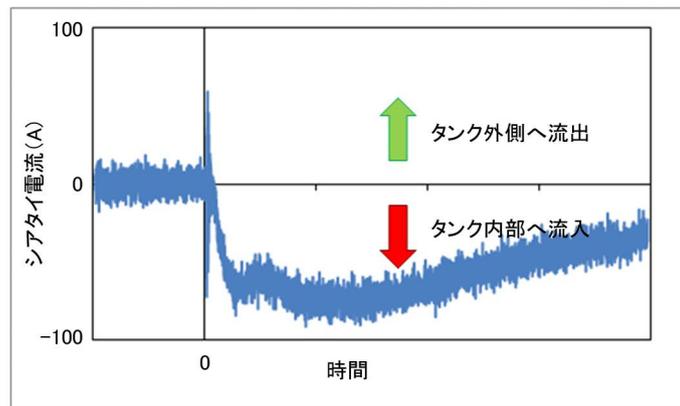


図 13 主翼燃料タンク内部流入電流測定結果

5. まとめ

製造実績のない MRJ に対して安全性の確認をより強固にし、型式証明取得を支援するデータを取得するため、実機主翼と同じプロセスにて製造した実主翼モデルを用いて、着雷が想定される部位に ARP5412 に規定される雷電流 (最大 200kA) を印加した耐雷試験を行った。主翼が被雷しても、主翼燃料タンク内部で燃料着火の原因となるスパークが発生しない事、及び内部の電位差・電流も十分小さいことを実証し、MRJ の防爆に関する安全性を裏付けるデータを取得した。

今後は、本試験で得られた知見を活かし、MRJ がより安心・安全に飛行できるよう、型式認証取得及び初号機納入に向けて邁進していく。

参考文献

- (1) SAE ARP5412A Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms
- (2) 神原信幸ほか、民間航空機用耐雷規格に合致した大電流試験装置の開発、三菱重工技報 Vol.48 No.4 (2011) p.62~64
- (3) SAE ARP5416 Aircraft Lightning Test Methods
- (4) SAE Committee Correspondence “Revision to ARP5416 Section 7; Use of Digital cameras, Instant film and 200uJ tolerance when testing to SAE ARP 5416/EUROCAE ED105 Test Methods Document” (2010-4)
- (5) 特許 190741 号 “雷電流計測装置及び雷電流計測方法”
- (6) SAE ARP5414A Aircraft Lightning Zoning