

雷から航空機の安全運航を守る電磁界解析技術の開発

Development of Electromagnetic Simulation Supporting Lightning Protection Design of Mitsubishi Regional Jet



画像提供: 三菱航空機(株)

佐竹 宏次*¹
Koji Satake

山本 修作*²
Syusaku Yamamoto

山越 英男*³
Hideo Yamakoshi

青井 辰史*⁴
Tatsufumi Aoi

彌政 敦洋*⁵
Atsuhiko Iyomasa

村上 浩一*⁶
Koichi Murakami

次世代リージョナルジェット機 MRJ の開発における重要な安全性証明の一つに、主翼内燃料タンクへの被雷時の防爆性証明がある。近年厳格化された当該基準に適合するには、燃料タンクの全ての結合部にフェイルセーフの耐雷設計を施し、その有効性を実証する必要がある。しかし、従来の経験と試験のみに依存したアプローチでは、膨大な作業が必要で MRJ 開発のボトルネックとなるおそれがあった。そこで、本報告では、主翼燃料タンク各部の雷撃電流分布を正確に予測し、効率的かつ合理的な耐雷設計・型式証明取得を実施可能とする電磁界解析技術の開発について述べる。

1. はじめに

当社は次世代の国産リージョナルジェット旅客機(Mitsubishi Regional Jet, 以下 MRJ)の事業を担う三菱航空機(株)を立ち上げ、2013年の初飛行、2015年の初号機納入に向けて開発を進めている。

旅客機の開発は、国土交通省航空局の耐空性審査要領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、同要領に合致して型式証明を取得することが必要である。型式証明に関わる規定は、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爆発防止がある。この規定は米国での燃料タンク爆発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いる。

そのような考慮すべき要因の一つに、旅客機の被雷時に燃料タンクを流れる大電流によるスパークがある。燃料タンクは主翼の上下表面(Skin)及び前後桁(Spar)からなるウイングボックスが兼ねている。正常な状態では金属構造が閉空間を構成しているため電流は安全に部材を流れ問題ないが、結合部に何らかの損傷や経年劣化が起きても問題が生じないよう、各部の電流の大きさに応じた結合部の導電性向上やスパーク封じ込めなどフェイルセーフの耐雷設計をするとともに、万が一にも着火に至らないことを試験で実証する必要がある。対象となる結合部は数万本のファスナやボルトが使用されており、その種類と故障の組合せが数百にのぼるため、従来の経験や推測による電流経路とその大きさの見積りのアプローチでは、開発・証明に莫大な時間が必要で MRJ 開発のボトルネックとなる懸念があった。

*1 技術統括本部 横浜研究所 主席研究員 工博

*2 技術統括本部 高砂研究所

*3 技術統括本部 先進技術研究センター 主席研究員 工博

*4 技術統括本部 広島研究所 主席研究員

*5 技術統括本部 先進技術研究センター 工博

*6 三菱航空機(株) 機体設計部 主席チーム統括

当社ではこの問題を解決するために、主翼燃料タンク各部の雷撃電流分布を正確に予測し、効率的な耐雷設計及び合理的な型式証明を進めることができる、電磁界解析技術を開発した。開発に当たっては、航空機耐雷の権威である Lightning Technologies, an NTS Company, 解析コード開発元の Electro Magnetic Applications, Inc., 雷撃解析で実績をお持ちの中部大学山本和男准教授の協力を得て開発することで、現時点で最高レベルの技術開発を目指した。

本報では、この電磁界解析技術の概要について述べる。

2. 主翼部分モデルによる解析モデル検証

2.1 解析手法

雷撃シミュレーションに用いる電磁界解析では、マクスウェル方程式の直接解法の一つである、有限差分時間領域法(以下、FDTD 法)⁽¹⁾を用いた。FDTD 法を利用した幾つかの汎用電磁界解析ソフトウェアの中で、ここでは、航空機の雷撃シミュレーションで実績があり、陸上輸送・航空宇宙機器分野の国際的な規格である SAE ARP5415A⁽²⁾にも推奨されている、米国 Electro Magnetic Application, Inc. (EMA 社)の EMA3D を利用した。

2.2 検証の目的

EMA3D は上述のように実績のあるソフトウェアであるが、今回 MRJ の主翼燃料タンクの電流・電圧の解析を実施するに当たり、種々のモデル化手法の妥当性を確認しておく必要がある。そこで、燃料タンクを構成する主翼構造物 (Skin, Stringer, Spar, Rib, Leading Edge (LE), Trailing Edge (TE), 結合構造 (ファスナ, ボルト) を含む金属構造体を模した検証用試験供試体 (以下、ユニットセル) を製作し、試験規格で規定された雷撃電流を印加し、主要部分の電流、電圧、磁界の計測値と、本供試体をモデル化し解析で求めた結果を、比較・確認することで、モデル化手法の妥当性確認を行った。

2.3 試験供試体と解析モデル

図1に上翼面の Skin を取り外したユニットセルの外観を示す。翼の長手方向から、Rib7, 8, 9 の3つの Rib 区間を切り出し、翼の前部として LE, 後部として TE を各々設けている。3つの Rib に仕切られた空間が燃料タンクに相当する。ユニットセルは地上高約1mの木枠上に設置し、雷撃電流はパルス電源からユニットセルへの電磁誘導を避けるために十分距離を取ったケーブルを介して、所望の箇所に印加した。電源への電流のリターンは、ユニットセル周囲の電磁界分布が対称となるようにユニットセルを取り囲むように Al 板を設置した。各部の電磁界として、表面磁界、電流、電圧を計測した。

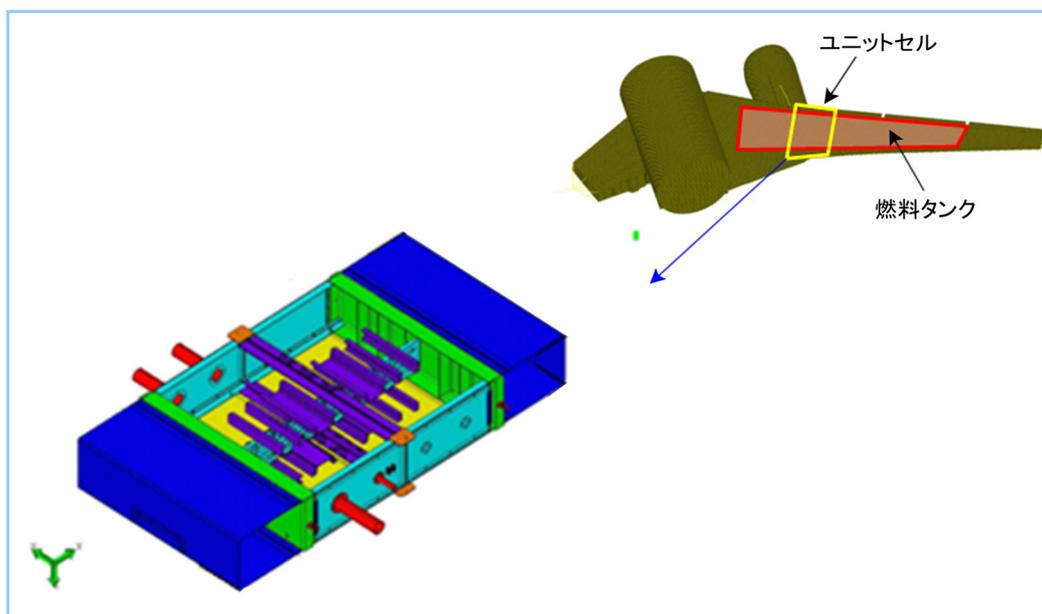


図1 ユニットセルの外観

試験で適用した規格電流波形の例を図2に示す. この波形は規格電流の中で最も大きいピーク電流 200kA を持ち, ピーク時間は $6.4 \mu s$, 半減時間は $69 \mu s$ である. 200kA を印加するとユニットセルが損傷し修理が必要なので, 3~200kA で電流分布の線形性を確認した上で, 各種データは 3kA で取得した. なお, 電流分布の線形性の確認は, ユニットセルに, 3kA から 200kA までの電流を段階的に印加して, それに応じた電流が流れることで確認している.

解析モデルを図3に示す. ユニットセル本体とリターン回路, 及び雷撃電流の注入ラインなど電流経路となる構造物は全てモデル化されている. また, 解析空間は, X方向に 19.5mm, Y方向に 14mm, Z方向に 19mm のセルにメッシュ分割している. セルサイズは, 以下のクーラン条件から決まる時間ステップ Δt の上限を決めることから, 着目する現象を再現できる範囲で出来るだけ大きくしておくことが計算時間の観点から好ましい.

$$\Delta t \leq \frac{1}{c\sqrt{\Delta x^{-2} + \Delta y^{-2} + \Delta z^{-2}}} \quad (1)$$

ここで, c は光速.

ここでは, ファスナ・ボルトのピッチを保存し, かつ互いの構造物の干渉などがなく, 幾何形状を再現可能なセルサイズとしている. また, 計算精度の点からセルサイズは波長の 1/10 程度以下とすることが望ましいが, 図2に示す電流波形に基づく波長は数 km であり, これに対してはセルサイズは十分に小さい.

一方, セルサイズに対して実際の構造物の厚さや太さが一致していない箇所については, 当該構造物の見掛けの電気伝導が実際の構造物と等価となるように導電率の調整を行うとともに, 結合部に対しても, インピーダンスにおいて実形状と有意な差が出ないようにモデル化した. なお, ユニットセルを構成する Skin, Spar, Rib などの構造体のインダクタンスは構造体の幅で決まっており, 板厚が 1mm のものを 20mm でモデル化しても数%程度の誤差であり, セルサイズの大きさはほとんど影響しないと考えることができる.

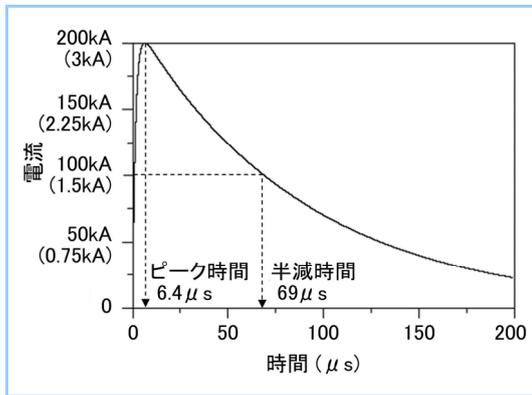


図2 雷撃電流波形例
()内は試験でデータ取得に使用した電流レベル

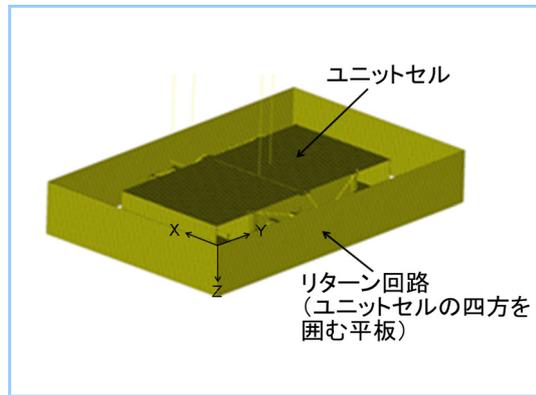


図3 解析モデル

2.4 実測結果と解析結果の比較

試験は実機でのいろいろな部位への着雷を想定し, 多くのケースを実施した. 図4はその1例として, 雷撃により構造物を流れる通過電流を想定したケースの, ユニットセルの代表的な測定箇所における, 表面磁界(電流分布に相当)の時間変化を示している. 図4より, 実験と解析が, ピーク値及び時定数に関して, ほぼ完全に一致している. 雷撃電流は, 入力から出力に向かって Skin 上を流れるため, P1 点の電流は -x 方向成分が大きく, このため, 表面磁界は H_y 成分が主成分になる. P2 点は TE 側面の表面磁界である. ここは, LE 表面を流れる電流やリターン回路を流れる電流の影響が大きく, H_z 成分が大きくなる.

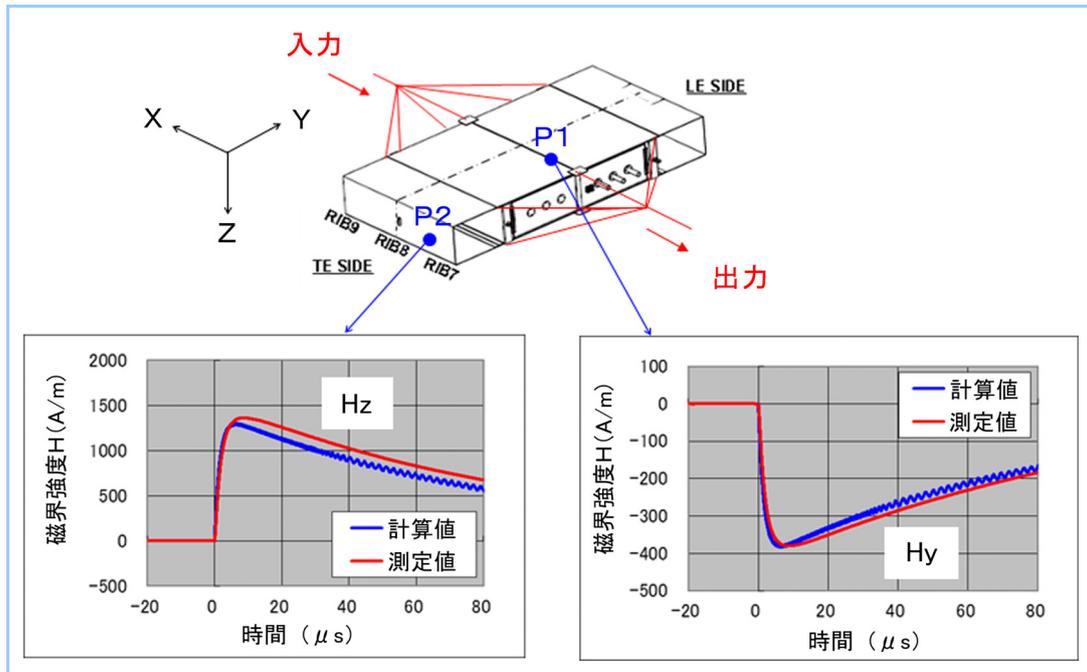


図4 ユニットセルモデル解析結果(外部磁場の実測比較)

図5はタンク内のRib8を流れる電流波形である。タンク内は結合部以外は金属で囲まれた空間であり、結合部からわずかに侵入する電磁界により電流が観測されるが、電流は非常に小さく、印加電流 3kA に対して、1%に満たない大きさである。なお、初期の信号はノイズと考えられる。

以上、解析と実測が良好に一致する結果を得ることができ、モデル化の妥当性を確認できた。

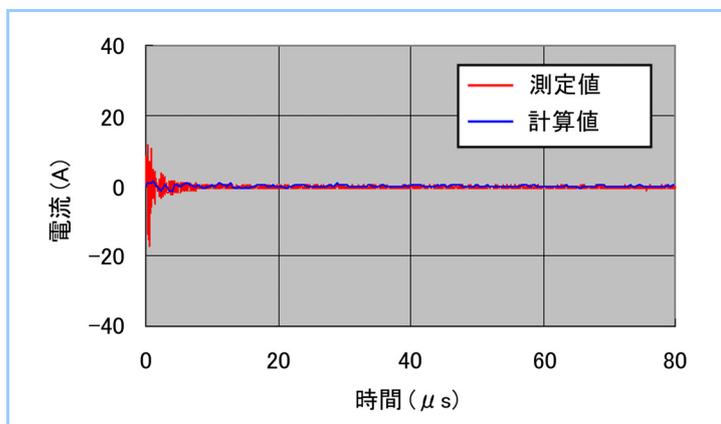


図5 Rib8 全体を流れる電流応答波形

3. 実機主翼への適用

3.1 モデル概要

図6に解析モデルを示す。実機主翼モデルは、設計 CAD データをもとに主翼構造と右翼側のエンジン、エンジンパイロン、主脚、及びタンク内の燃料配管などをモデル化している。胴体部は、胴体下の中央翼を中心に、前後方向は外翼との結合部をカバーする範囲とした。両翼は対称構造であるので、右翼から中央翼までの雷撃電流分布を解析すれば、主翼全体の電流分布を知ることができる。従って、中央翼(胴体)の電流分布に影響を与えないことを前提に、左翼側は Rib4 で切断することで計算の効率化を図った。配管などの内部構造物は Rib4 で終端している。Rib4 の端部には上下3カ所から導体線を引出し、一つに束ねて解析境界面に接続することで、雷撃電流の出口としている。

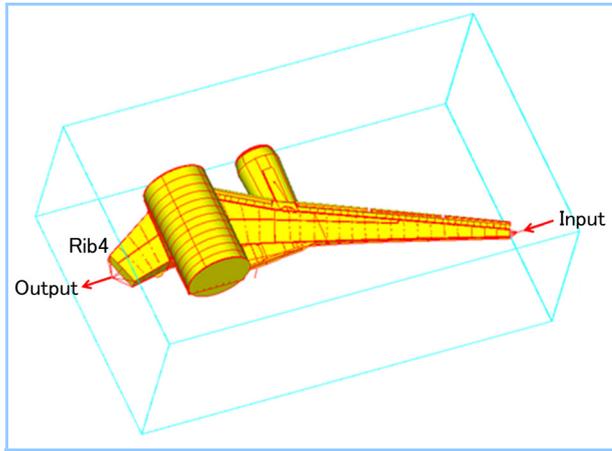


図6 解析モデル

表1 実大主翼モデル 解析条件

セルサイズ	25mm 等方セル
計算時間ステップ	4×10^{-11} s
解析空間	X方向セル数 480 Y方向セル数 800 Z方向セル数 300 全セル数 11520 万セル
境界条件	吸収境界条件:Mur1次
電磁界ソース	電流源

前後縁部の詳細について述べる. 前縁には FLE(Fixed Leading Edge)と Slat を有し, 後縁には FTE(Fixed Trailing Edge), Airelon, Spoiler, 及び Flap Track Support を各々有する. Slat, Airelon, Spoiler などの舵面は, それらを駆動するアクチュエータやヒンジなどもモデル化しており, 舵面に着雷した場合の電流分布も正確に再現できるようになっている.

解析モデルの設定条件を表1に示す. 上記の構造体をモデル化するために, 25mm の等方セルを適用した. 燃料配管, アクチュエータ, 支持構造の一部は, 同等の見掛けの抵抗を有する線要素を用いて簡略モデル化している. 全セル数は約 1.2 億セルの大規模モデルであり, このまま解析すると計算時間が長大となり, 耐雷設計や型式証明の効率化は望めない. ここでは, 変位電流を無視した近似手法と並列計算手法を適用することで, 計算時間の短縮化を図った. 近似手法は, 変位電流が無視でき, $\sigma \gg \epsilon \omega$ (σ :導電率, ϵ :誘電率, ω :角周波数)が成立する, 比較的ゆっくりした電磁界現象に適用可能な方法である.

一般に雷撃波形は図 2 に示すように周波数特性は 100kHz オーダ以下であり, 導電電流を対象としているので, この条件に合致する. この低周波近似マクスウェル方程式を適用することで, 時間軸を圧縮することが可能となり, 図 2 に示す雷撃波形では, 計算時間をおよそ 1/10 にまで短縮することができた.

また, 解析空間を複数の領域に分割し, CPU 毎に各領域の計算実行を割り当てて同時並行で計算する並列計算手法を適用することで, 全体の計算時間を短縮した.

以上の手法を適用することで, 32CPU (Intel Xeon5500 2.93GHz, 8コア/ノード, メモリ容量 32GB/ノード)の並列計算により, 約2日/1条件で実行可能とした.

3.2 解析結果の事例

図7は, 主翼 Skin 上面に雷撃電流を印加, 左翼端を出口とした時の, 電流密度分布を時間を追って示している. 電流は雷撃点を中心として同心円状に広がっているが, インダクタンス成分に起因する端部効果により後縁側の Auxiliary Spar 付近にも電流密度の大きい部分を見ることができる. 電流分布においては, 抵抗値の大小による電流経路だけでなく, 端部効果による電流経路の広がりにも注意を払う必要があることがわかる.

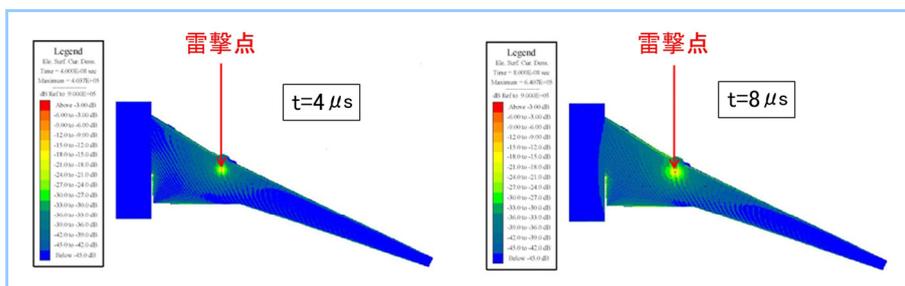


図7 主翼上面 Skin 雷撃時における電流分布

図8はタンク内のRibを流れる電流波形を示している。タンク内の電流は、印加雷撃波形と比較してかなりゆっくりした応答になる。タンク内の電流は結合部からの電磁界の侵入によるもので、ユニットセル試験と同様に印加電流に対して1%に満たない電流量である。

作成した解析モデルを用いて、雷撃箇所、雷撃波形を変えた種々の雷撃条件を想定した大規模数値解析を行うことで、全ての結合部でそれぞれ想定される最大の電流値を知ることができる。

結合部の電流を知ること、構造要求と電流レベルから、ファスナの多重耐雷設計を標準化でき、適切な耐雷設計を効率的に実施することを可能にした。

また、型式証明取得のための試験条件設定においては、結合部構造の系統的な分類分けと当該結合部の電流値に基づいて試験部位・試験電流条件を選定することが可能となり、燃料タンクの全ての結合部について、抜けのない安全性証明を合理的に実施することができる。

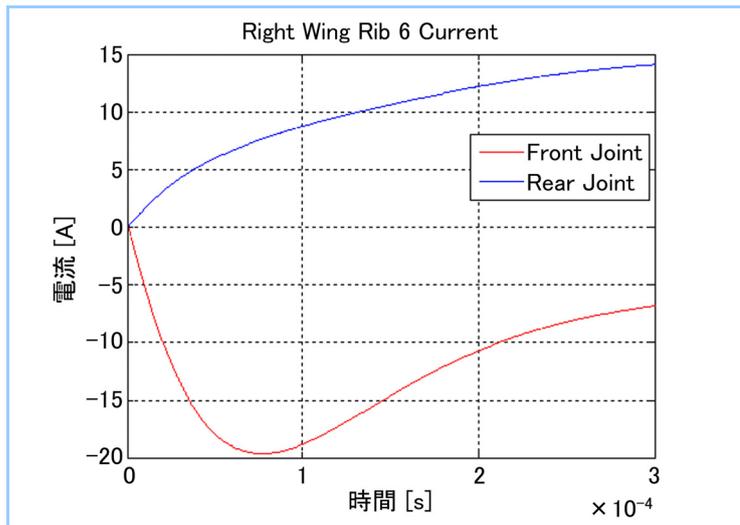


図8 タンク内 Rib を流れる電流時間波形 (Front Joint, Rear Joint は各々 Front Spar, Rear Spar との結合部を流れる電流)

4. まとめ

本報では、航空機の安全性を確保するための耐雷設計・型式証明取得を効率的かつ合理的に実施するための、大規模電磁界解析技術の概要について述べた。

本技術は、金属構造体だけでなく、複合材を異方性材料としてモデル化することで、複合材を含む構造体にも適用可能であり、次世代航空機などの耐雷設計に適用できる可能性がある。今後は、雷撃に起因する電磁障害などにも適用拡大を図る予定である。

参考文献

- (1) 宇野亨, FDTD 法による電磁界及びアンテナ解析, コロナ社, (1998)
- (2) SAE ARP5415A User's Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for Indirect Effects of Lightning, P152