

論文の内容の要旨

論文題目 固体ロケットモータ排気噴煙と通信波の干渉

氏 名 杵淵 紀世志

飛行中のロケットは地上の基地局との間で電波による通信を行う。このとき、固体ロケットモータの排気噴煙と電波が干渉し、通信の品質が低下、時には通信の途絶を招き、大きな問題を引き起こすことがある。この現象は噴煙損失と呼ばれ、噴煙中のプラズマと電波が干渉することにより発生することが知られている。本研究ではこの固体モータ噴煙と電波の干渉について、実機大モータの地上燃焼試験の機会を利用した実験、および噴煙の流体解析、電波伝播解析等を行い、地上燃焼試験での現象を詳細に解明した。さらに、地上燃焼試験で得られた知見を利用し、ロケット飛行中の噴煙をモデル化し、地上局での受信レベルを解析的に求め、それが実際にロケット飛行中に得られた受信レベルを再現することを確認した。

固体モータの推進剤グレイン中には、製造工程においてやむを得ずナトリウム、カリウム等の低電離エネルギーの元素が不純物として含まれてしまう。これらの元素は容易に電離し、噴煙中のプラズマ密度に強い影響を及ぼす。グレイン中には一般に燃焼温度を上昇させ性能を向上させるためにアルミニウム粒子が含まれ、酸化剤は塩素を含むため、これらもプラズマ密度の増減に寄与する。液体ロケットエンジンの推進剤には一般にこれらの元素は含まれないため、噴煙損失は固体モータほど大きな問題とはならない。電波とプラズマの干渉は、電子の運動方程式とマクスウェル方程式にて説明される。この理論によれば、プラズマにより電波の減衰・位相進みが生じ、これらは電子プラズマ周波数（プラズマ密度）、電子衝突周波数の2つのパラメータにより支配される。

固体モータ噴煙と電波の干渉に関しては、アメリカでは60年代から研究が進められており、噴煙中のプラズマが原因であること、ロケット飛行中は電波の回折（噴煙周りを迂回する伝播経路）を示唆するデータが得られること、実験室レベルでの小型モータ実験では、回折の影響が現れないために、実機における噴煙損失現象を模擬できないこと等が明らかにされている。しかし、定量的に十分な電波減衰の予測手法は未だ存在せず、その確立が望まれている。実際、日本で現在運用中のロケットにおいても、電波リンク解析に噴煙損失の効果を経験的に入れ込み、号機毎に慎重な運用を余儀なくされているというのが現状である。新たにロケットを設計する際には、噴煙損失の定量予測は不可能であるため、多大なマージンを見込んだロケットの軌道設計を行うこととなり、打上げ能力（ペイロード搭載能力）の低下を招いてしまう。

実機大モータを使用した電波干渉試験は世界的に筆者の知る限りスペースシャトルの固体ロケットブースタ（SRM）を使用したもののみであり、回折の影響を示唆するデータが得られているものの、減衰量の定量評価のみならず現象の解明も十分に為されていない。以上、煙損失現象に対する詳細理解、定量予測手法の確立が望まれているにもかかわらず、未だ未解明な部分が多い。また、地上実験を行う上では、小型モータでは回折の影響が現れないため不足であり、実機大モータを使

用する必要があると考えられる。実機大モータを使用した電波干渉実験は例が少なく、この意味でも有益なデータ取得が期待される。

そこで、実機大固体モータの燃焼試験の機会を利用し、5種の実機固体モータについて計8回の電波干渉実験を実施した。実験のコンフィギュレーションは、アンテナの視線が噴煙に対し垂直になるよう、送受信アンテナを噴煙を挟んで対向させるシンプルなものとした。これにより、試験後に実施する電波伝播解析が二次元平面上で実施可能となり、解析が容易となる。さらに、前述した過去の研究から、電波は噴煙中のプラズマと干渉し、減衰しながらも貫通する経路のほか、噴煙を迂回し回折する経路も取り得ることが予測される。この2つの事象に対する考察が試験後に必要となるが、これを明瞭かつ容易とすることも意図している。

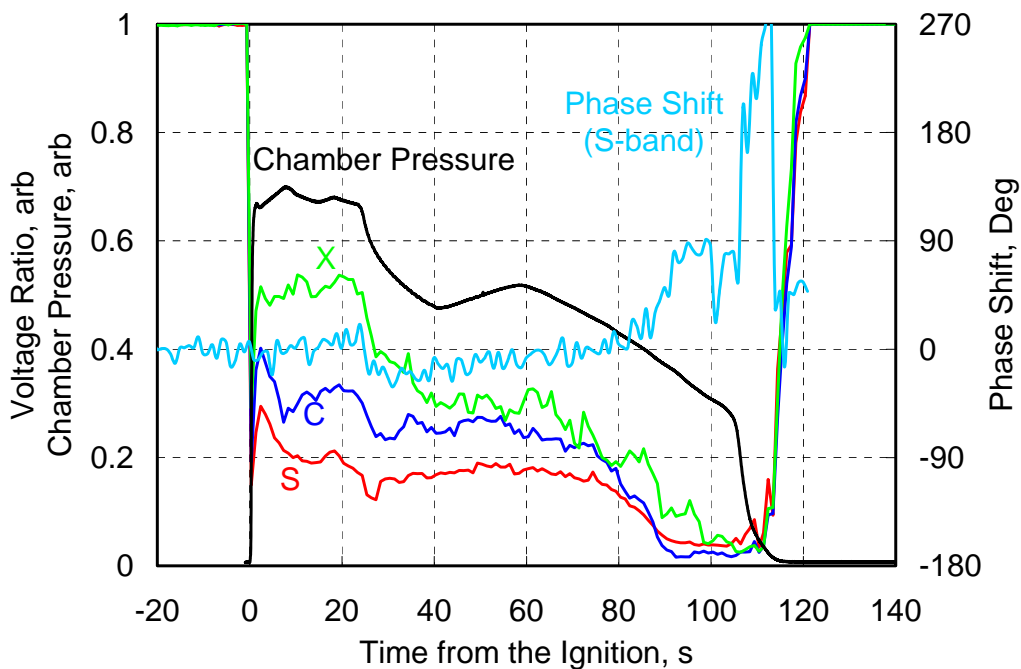


図1 実験結果の一例

実験では、電波周波数としてS、C、Xバンドの3周波数を用いた。また、一部の試験ではSバンドの位相遅れの計測も行った。実験結果の一例を図1に示す。減衰は電圧比（燃焼前の受信電圧に対する燃焼中の受信電圧）にて表示してある。位相は遅れるときを正としている。図1では、90秒付近までは減衰は大きい方からS、C、Xバンドの順だが、90秒以降はこの順序が変化している。また、90秒付近から位相遅れが増大している。燃焼圧力と3つの減衰に明確な相関がある点にも注目すべきである。

ここで、電波がプルームを貫通する場合、およびプルームを迂回し回折する場合の電波減衰の周波数依存性、および位相遅れ特性について説明する。貫通による減衰は上述した電波・プラズマ干渉理論によれば、低周波ほど減衰が大きくなる。すなわち、実験において貫通が支配的であれば、減衰は大きい方からS、C、Xバンドの順になるはずである。また、このとき電波の位相は進む。一方、回折する経路が支配的であれば、高周波ほど指向性が強いいため、回折し難くなる。すなわち、この場合減衰は大きい方からX、C、Sバンドとなり、貫通の場合とは逆の特性を示すこととなる。位相については伝播経路が長くなるから遅れる。以上から、90秒

までは電波は噴煙を貫通しており、90秒以降は少なくともSバンドについては噴煙を貫通できず回折したものと予測される。

地上燃焼試験にて得られたこの現象を詳細に解明するために、噴煙の数値流体解析を実施した。結果（温度分布）を図2に示す。図中の破線はアンテナ視線である。燃焼圧力の変化とともに噴煙中の衝撃波構造が変化していることがわかる。この衝撃波構造の変化により、図1では減衰と燃焼圧に相関が現れたものと考えられる。90秒以降の減衰の増大、周波数依存性の変化と、位相遅れの増大はマッハディスク（垂直衝撃波）の発生とリンクしている。マッハディスク下流では流れは圧縮、加熱され、プラズマ密度は増大する。このため減衰は増大し、Sバンドはこの領域を貫通できず迂回するため、回折したものと考えられる。

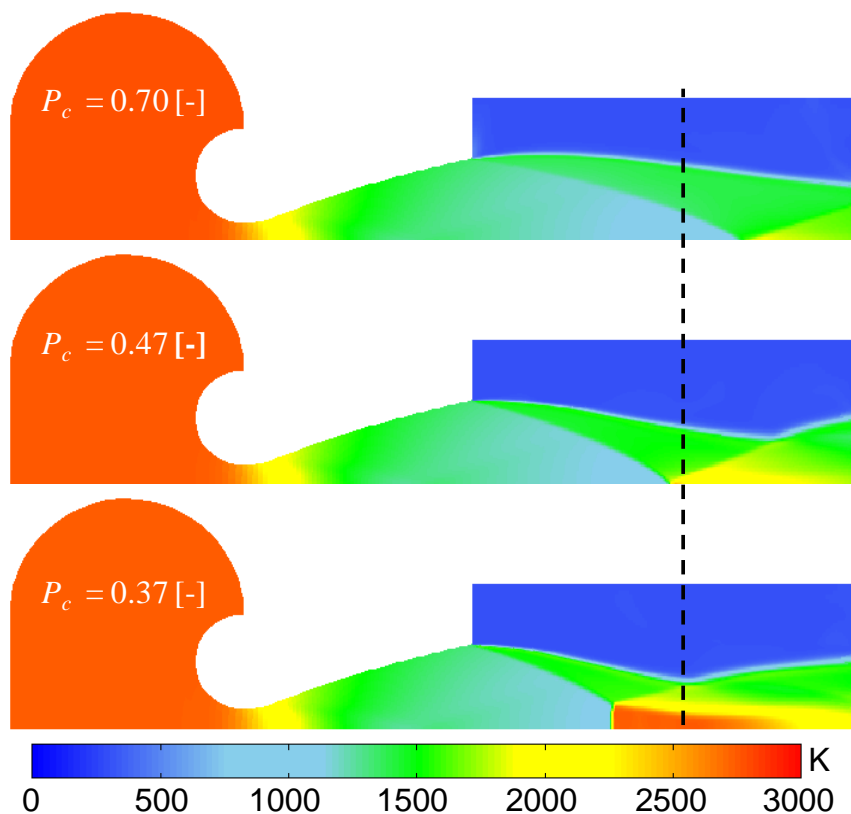


図2 流体解析結果の一例（温度分布、破線はアンテナ視線、 P_c ：燃焼圧力）

流体解析の結果からは、噴煙下流では噴煙と空気との混合が生じ、未燃燃料と空気の再燃焼（アフターバーニング）が発生することも示唆された。再燃焼層内部では、プラズマ密度が上昇する。アンテナを再燃焼層が形成される位置に設置した実験では、回折を示唆する減衰の周波数依存性（高周波ほど減衰大）が得られた。高プラズマ密度の再燃焼層を電波は貫通できないため、噴煙を迂回し回折したものと考えられる。

電波伝播状況を詳細に解明するために、地上燃焼試験に対しFDTD法による二次元電波伝播解析を実施した。この手法はマクスウェル方程式の差分法であるため、プラズマとの干渉による減衰、反射、噴煙周りの回折、さらには地面による反射まで包含した解析となる。解析結果は実験により得られた受信レベルを高精度で再現でき、解析の有用性を確認した。さらに、噴煙を貫通する伝播モードから、回折への遷移、地面反射の影響等、詳細な電波伝播状況を解明した。解析結果の一例

を図3に示す。噴煙での減衰、回折による干渉縞、地面反射による干渉縞等の現象が見られる。

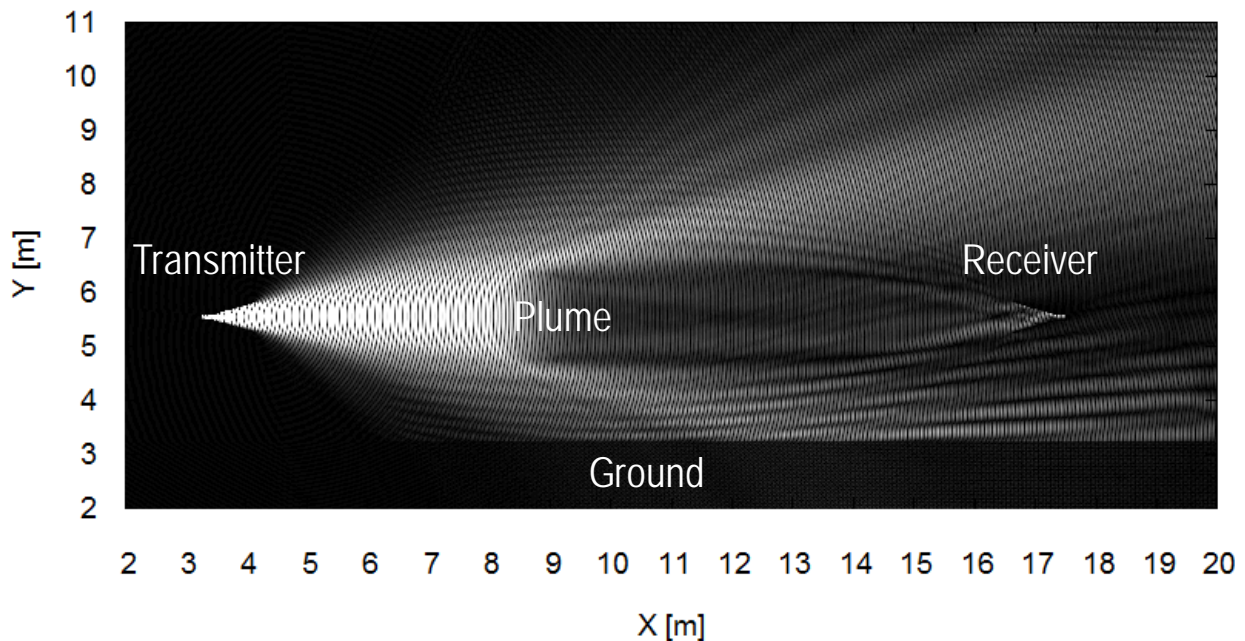


図3 地上燃焼試験における電波伝播状況（鉛直方向電界分布）

前述の通り、過去の研究によれば、飛行中の電波減衰特性には、回折支配の電波伝播を予想させる周波数依存性、干渉縞が現れる。飛行中の噴煙のCFD結果にFDTD法を適用し、地上における受信レベルを求めることは原理的には可能であるが、高空での噴煙流れを高精度で解析することは簡単ではないし、大きく膨張した噴煙に対し差分法であるFDTD法を適用するには膨大な計算リソースを要し、現状では現実的ではない。

そこで、噴煙を単純に固体の障害物としてモデル化し、回折理論を適用して電波減衰量を求めることを考える。噴煙の形状設定に当たっては、まずは実際の飛行中の減衰データを基に、解析結果がこのデータと最もよく一致するような噴煙形状を見出した。見出された形状は下流に向かって末広りの台形状であった。実際の飛行中の受信レベル（Sバンド）と回折理論による解析結果を比較したものを図4に示す。横軸はルックアングルであり、ロケット機軸とアンテナ視線とが為す角度である。解析結果は実データをよく再現できていることが確認された。同様の解析をCバンドについても行っており、Sバンドと同じく、実データと解析値が非常によく一致することを確認している。ルックアングル21度付近以上の波打ちは回折による干渉縞であり、21度付近以下から減衰が急減するのは、ロケットから見て地上局が噴煙の陰に隠れていくことを示している。この手法により、ひとたび図4のような飛行中の噴煙形状が定められれば、電波周波数の変更や、ルックアングルの変更（飛行姿勢、地上局位置の変更）に対しては、この手法により減衰量を定量予測できる。しかし、噴煙形状が変化する場合（飛行速度・高度の変更、モータの設計変更等）には対応できず、これについては今後の課題となる。

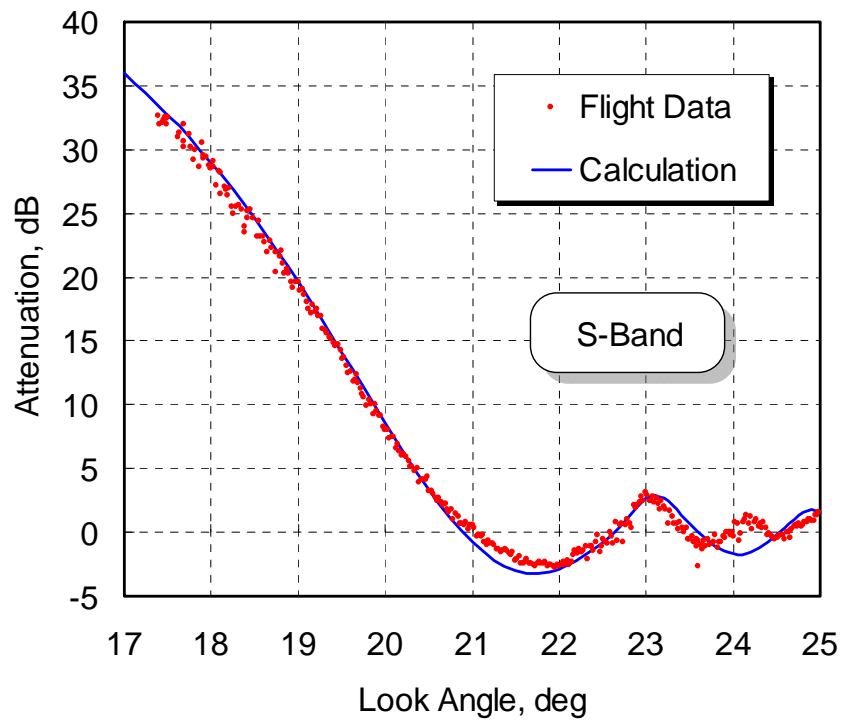


図 4 飛行中の受信レベルと回折理論による解析値の比較