

イプシロンロケット噴煙損失の事前予測解析とフライト結果

Prediction of Plume-RF Interference of Epsilon Launch Vehicle and Flight Result

○杵淵 紀世志 (名古屋大学)
山口 敬之・南海音子・沖田 耕一 (JAXA)
安部 隆士 (ISAS/JAXA 名誉教授)

○Kiyoshi Kinefuchi (Nagoya University)
Hiroyuki Yamaguchi, Mineko Minami and Koichi Okita (JAXA)
and
Takashi Abe (ISAS/JAXA)

Abstract

Radio frequency interference due to plasma in solid rocket plumes is recognized as a crucial issue for launch vehicle communication. The interference has caused communication failure in actual flights such as Japanese M-V and European Vega rockets. The radio frequency attenuation had been empirically estimated so far based on past flight data; however, a rocket without the previous flight data requires an extra safety margin to design the flight trajectory which reduces the launch capability. To reduce the margin, an estimation method of the attenuation based on CFD and FDTD coupling has been developed and was applied to the Epsilon rocket. In this study, the analytical and the flight results of Epsilon Flight No. 3 will be discussed. The method successfully estimated the attenuation and contributed to actual rocket development and operation.

1. はじめに

ロケットは地上局と電波による通信を行いながら飛翔するが、図1に示すように固体モータ燃焼中には電波強度が減衰し、ノイズが重畳することが知られている。この現象は噴煙損失と呼ばれ、時にロックオフ(通信途絶)を引き起こす。実際に日本のM-Vロケット、欧Vegaロケットでロックオフが発生し問題となった[1]。これら全段固体ロケットのみならず、固体補助ブースタを持つH-IIA等でも発生する。

噴煙損失は一般に過去のデータから経験的に見積もられるが、初号機や過去のデータが存在しない飛行条件では、その現象の複雑さから、物理的なメカニズムに立脚しない精度の低い予測とならざるを得ず、結果多大なマージンが計上され打上げ能力の低下を招いていた。すなわち噴煙損失の現象の解明と高精度の定量予測が望まれていた。筆者らは実機大モータの地上試験を通じた現象理解を通し[2,3]、世界に先駆けCFDとFDTD(電波伝播に関するMaxwell方程式の差分解法)の連成手法を提案[4]、M-Vロケットのデータとの比較を通しその有用性を実証した[5]。

図1から理解されるように、現象はルックアングル α と関係が深い。すなわち α が小さく地上局が噴煙の陰に隠れると電波減衰は大となり、ロックオフのリスクが高まる。逆に大きな α を確保できれば噴煙損失は抑制できるが、これは飛

行経路の制約を意味し、打上げ能力の低下を招く。2018年1月18日に打上げが成功したイプシロンロケット3号機では、過去にない α の小さい領域での飛行が課され、多大なマージンを含む従来の噴煙損失の予測法では飛行が許容されず、精度の高い α と電波減衰の関係の事前予測が必要であった。そこでCFD/FDTD連成手法を適用することとなり、最終的に打上げ成功に貢献することができた。本稿ではイプシロン3号機の打上げ前に取り組んだCFD/FDTD連成手法の検証と予測結果[6]について概説し、最後にフライトデータとの比較を通し付随する現象について議論する。

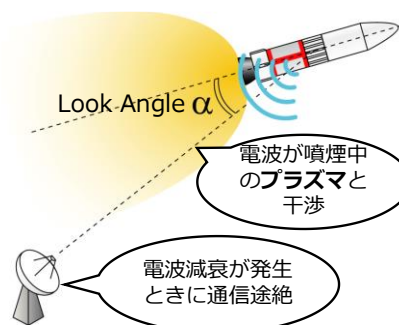


図1 噴煙損失

2. 噴煙損失

噴煙損失は固体ロケットで顕著になると報告されており、このことから排気噴煙中に含まれるプラズマ、およびアルミナ等の微粒子の影響が考えられてきた。微粒子による電磁波の散乱・吸収[7]の影響を評価すると、宇宙通信に多く用いられるマイクロ波帯においては無視できるとの結果が得られる[8]。したがって、噴煙損失現象はプラズマによる影響が支配的であると言える。固体モータ噴煙中のプラズマの成因はグレイン中に微量に含まれる電離エネルギーの低い Na, K 等の不純物による[9]。このため通常、液体ロケットにおいて噴煙損失は問題とならないが、Sturm V ロケットのような超大型のロケットではその影響が報告されている[10]。

プラズマと電磁波の干渉は、Maxwell 方程式と電子の運動方程式により説明される[11]。筆者らは実機大モータの地上試験の機会を利用した電波伝搬試験を通し、噴煙中の比誘電率 ϵ は以下の Drude 分散式で表現できることを確認した[2,3]。

$$\epsilon = 1 - \frac{\omega_p^2}{\omega(\omega - iv_e)} \quad (1)$$

ここで、 ω : 電波の角周波数、 ω_p : 電子プラズマ周波数、 v_e : 電子衝突周波数である。この式から導出される電波減衰と ω_p/ω 、 v_e/ω の関係を図 2 に示す。 $v_e/\omega \ll 1$ では $\omega_p > \omega$ で減衰が急増する。この電波周波数が所謂カットオフ周波数である。 $v_e/\omega > 1$ では明確なカットオフは見られなくなるものの、おおよそ $\omega_p/\omega \approx 1$ 近傍で減衰が急増すると理解される。

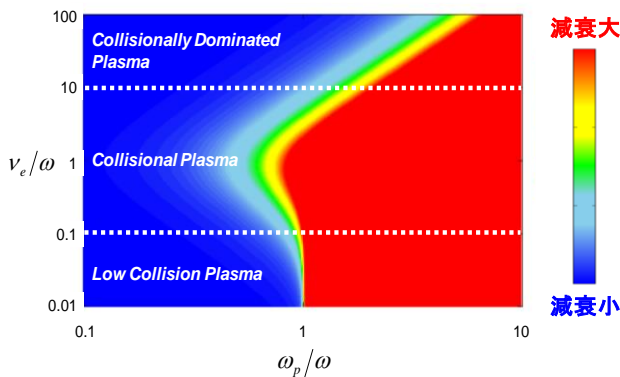


図2 プラズマ周波数、衝突周波数と電波減衰の関係

3. 解析手法の検証

3.1. 解析手法

CFD/FDTD 連成解析では、まず乱流燃焼に伴う電離反応を考慮した CFD により ω_p 、 v_e の分布を算出し、それを基に式(1)から誘電率 ϵ の分布を算出する。この際、固体グレイン中に含まれる Na, K 等の不純物についても考慮し、アルミナ粒子は固気平衡として取り扱う。FDTD は得られた誘電率 ϵ に基づき電波伝播を解析する。ここで ϵ は式(1)から理解される通り電波周波数依存であるため、Recursive Convolution により解かれる。FDTD から遠方界における電波強度を求め、最終的に減衰率(噴煙有無による電波強度比)と α の関係を

出力する。解析手法の詳細については[5,6]を参照されたい。

低周波の P バンド (250~500MHz) , 飛行高度 85km については、M-V ロケットの飛行データを利用し、図 3 に示すように解析とフライトデータの比較を通じた検証が行われた。特に着目すべき地上局が噴煙の陰に入り始める α が 30 度以下の領域では、フライトデータと解析が高い精度で一致することを確認、手法の有用性を実証した。この α は噴煙のエッジを表すと考えられ、以下 α_e と呼ぶ。 $\alpha > \alpha_e = 30$ 度での波打ちは、噴煙による電波の反射や回折に伴う干渉縞である。45 度以上で両者に不一致が見られ、これは反射波・直接波の干渉であることから、ノズル近傍の流れ場が再現できていない、もしくはアンテナパターンの不一致などが考えられる。

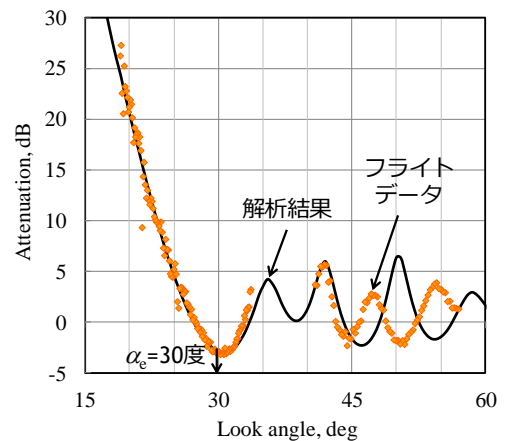


図3 減衰とルックアングル α の関係 (解析 No.0)

イブシロン 3 号機では、3 段燃焼中の噴煙損失により飛行姿勢、すなわちルックアングル α に余裕がないことが明らかになり、高周波の S バンド帯 (2~4GHz) , 飛行高度 240km での高精度の電波減衰の事前予測が求められた。

しかし、高周波の S バンド、および 240km の高高度の解析実績はなく、この検証を行う必要があった。そこで、表 1 に示す 2 つの既存 M-V ロケットの S バンド減衰のフライトデータを用い (解析 No.1 と No.2) , S バンドおよび高高度の影響を把握した上で、イブシロン 3 号機に対する解析 (表 1 解析 No.3) を行い飛行中の減衰を予測する方針とした。なお、表 1 の解析 No.0 は前述の P バンド解析の条件である。

表 1 各解析の条件

解析 No.	ロケット号機	段	飛行高度	電波周波数	備考
0	M-V 7号機	2段	85km	P バンド	初期検証用
1	M-V 7号機	2段	85km	S バンド	周波数検証用
2	M-V 3号機	3段	183km	S バンド	飛行高度検証用
3	イブシロン 3号機	3段	240km	S バンド	事前予測対象

3.2. 高周波数 (Sバンド) の影響検証

前述の通りこれまで電波周波数は低周波の P バンドのみの検証に留まっていた (表 1 解析 No.0) . イプシロン 3 号機で要求された高周波 S バンドへの変更に伴う影響調査のため, 表 1 に示す解析 No.1 について CFD/FDTD 連成解析を行った. 解析 No.0 と No.1 は表 1 に示す通り同一の号機, ステージについての解析であり, 異なる点は電波周波数のみであり, 電波周波数の差異の影響が評価できる.

減衰と α の関係について, 解析 No.1 の結果とフライトデータを比較したグラフを図 4 に示す. P バンドでは減衰が急増するルックアングルは $\alpha_e=30$ 度であったが, S バンドでは $\alpha_e=24$ 度付近であった. これは図 2 から理解される通り, 電波周波数 ω が大, すなわち高周波ほどプラズマとの干渉が弱まるためである. また干渉縞の間隔も高周波化に伴い短くなっており, これは電波の波長と関連している.

図 4 から, 解析はフライトデータに対し, α 方向に -1.8 度平行移動した結果となった. 本解析では解析条件と飛行条件は同一であり, この 1.8 度は解析手法が有する誤差と考えられる. P バンドでの誤差は図 2 の通りほぼゼロであったことから, 高周波に付随して解析に誤差が生じたものと考えられる. FDTD の解析領域広さや格子収束性は問題ないことを確認している. 波長の短い S バンドは, 微細な流れ場の影響を受けやすくなり, ノズル出口近傍における膨張・電離反応を適切に再現できていないことが要因と考えられ, CFD の精度向上が望まれる.

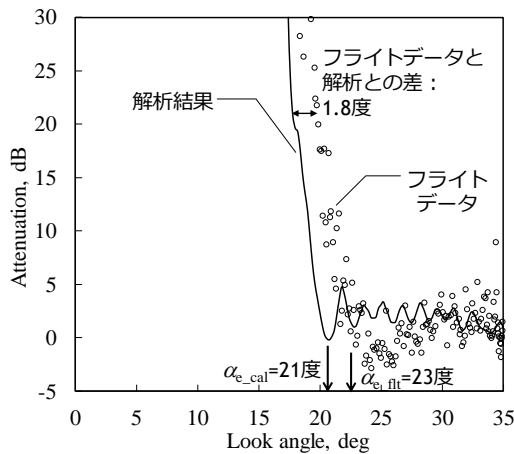


図 4 減衰とルックアングル α の関係 (解析 No.1)

3.3. 高高度飛行の影響検証

イプシロン 3 号機の飛行高度 240km は過去に検証が為された 85km と大幅に異なり, 本解析手法が適用できるかの検証が必要であった. そこで, M-V の高高度飛行中のデータを用い (表 1 解析 No.2), 高度の影響を確認する方針とした.

高高度飛行の影響として, 連続流から希薄流への遷移が考えられる. これは以下のクヌーセン数 Kn で議論される.

$$Kn = \frac{k_B T}{\sqrt{2} \sigma^2 p_{amb} L} \quad (2)$$

ここで σ は空気の平均分子直径, p_{amb} は周囲圧, L は代表長

さでありここではノズル出口径とする. Kn の最大値を見積もるため, 代表温度 T は解析領域での最大値, すなわちノズル近傍での噴煙と外部流の衝突後の値とし, 4000K とした. 図 5 に飛行高度とクヌーセン数の関係を示す. $Kn=1$ となる高度 100km が希薄流/連続流の境界と考えると, 高度 100km 以上は連続流の仮定に基づく CFD は適用できないことになる. 解析 No.2 の実際の飛行高度は 183km だが, ここでは連続流限界と考えられる 100km の大気条件を用いて解析を行い, M-V フライトデータと比較した. 結果を図 6 に示す. 誤差は -6.1 度となり, 解析 No.1 (図 4) よりさらに増大した. これは解析 No.1 で見られた高周波に伴う誤差に加えて, 飛行高度の影響が表れたものと考えられる.

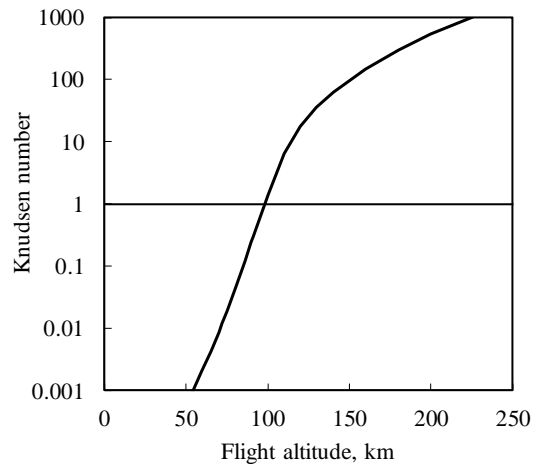


図 5 飛行高度とクヌーセン数の関係

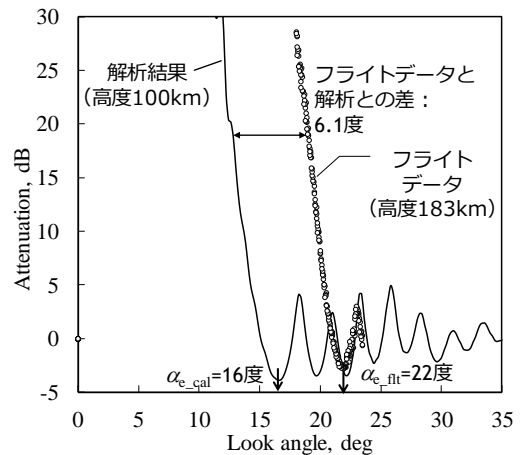


図 6 減衰とルックアングル α の関係 (解析 No.2)

4. イプシロン 3 号機の飛行前予測とフライト結果

4.1. 高高度飛行の影響の予測

ここまでの検証結果の通り, S バンド解析では 1.8 度の誤差が, さらに高高度飛行に伴い 6.1 度の誤差が生じることが明らかとなった. S バンドに伴う誤差 $\Delta\alpha_{frq}=1.8$ 度は常に解析結果に重畳されると考えられる. 一方, 高度に伴う誤差 $\Delta\alpha_{alt}$

は Kn 数に支配されると仮定する。ブルームに限らず、一般に Kn 数の空力特性への影響は指数関数的とされる。そこで解析予測誤差を下式で仮定する。

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_{\text{freq}} + \Delta\alpha_{\text{alt}} = a \log_{10}(\text{Kn}) + b \quad (3)$$

ここで、 $\Delta\alpha$: ルックアングル解析予測誤差、 a, b : 定数である。解析 No.1 と No.2 の結果を用い、式(3)の a, b を同定し、これに基づいてイプシロン3号機 (Kn=2300) の $\Delta\alpha$ を外挿的に予測する。結果を図7に示す。ここで、 $\Delta\alpha = \Delta\alpha_{\text{freq}} = 1.8$ 度となる Kn 数、すなわち高度による解析誤差 $\Delta\alpha_{\text{alt}}$ がゼロとなる Kn 数を定める必要がある。図7には解析 No.1 の Kn=0.11, 連続流・希薄流の境界となる Kn=1, および Kn=0.01 とした場合の三通りの結果を示している。図に示す通り、解析 No.2 の Kn 数がイプシロン3号機と近いいため、三通りの結果の差異は小さく、三者を包含したイプシロン3号機の解析予測誤差 $\Delta\alpha$ は 7.0 ± 0.2 度と予測された。

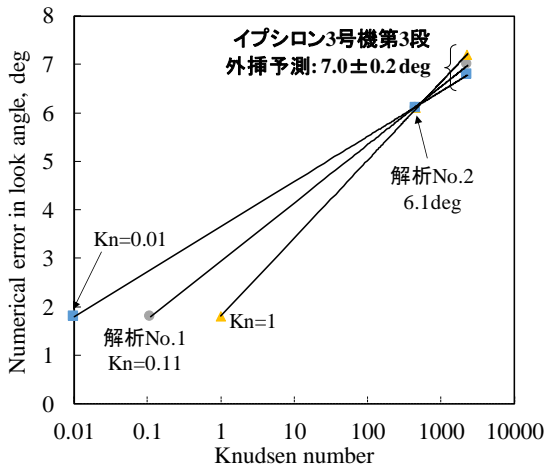


図7 クヌーセン数とルックアングル予測誤差の関係

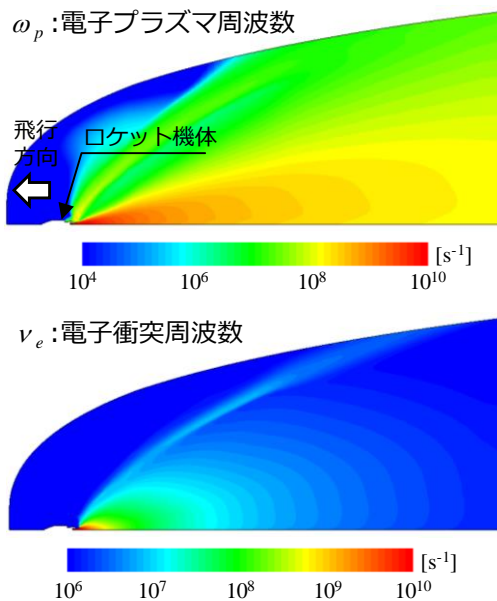


図8 イプシロン3号機の噴煙 CFD 解析結果

4.2. 解析結果とスレッシュホールドの設定

イプシロン3号機第3段 (飛行高度 240km) の予測解析を解析 No.2 同様に 100km 条件で行った。CFD から求めた ω_p と ν_e を図8に示す。図8から式(1)に基づき ε を求め、FDTD 解析により得られた電界強度分布を図9に示す。図9から、電波が入り込めない電界強度の弱い領域はくさび状となっており、必ずしも図8に示した噴煙形状とは関連していないことが理解される。ノズル出口近傍での高プラズマ密度領域での反射が重要な役割を果たしているためと考えられる。また、この図9の結果は、ブルームをくさび状もしくは台形状の単純形状の障害物と見なすことができることを示唆している。実際、反射と回折を考慮した理論により、電波減衰の予測が可能である[12]。

さらに遠方界分布より算出した減衰とルックアングル α の関係を図10に示す。同図には解析から求めた値に加え、図7に基づき α 方向に+7.0度平行移動した結果も掲載している。これを実飛行中の減衰の予測値として採用し、さらに数度のマージンを加えたものを新たなスレッシュホールド (α の限界値)としてイプシロン3号機の飛行経路が設定された。なお、設定されたスレッシュホールドは、従来の予測手法よりも大幅にマージンを削減したものとなっていることを付け加えておく。

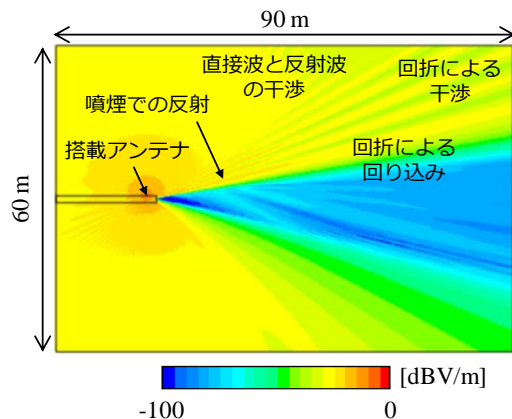


図9 イプシロン3号機の電界強度分布

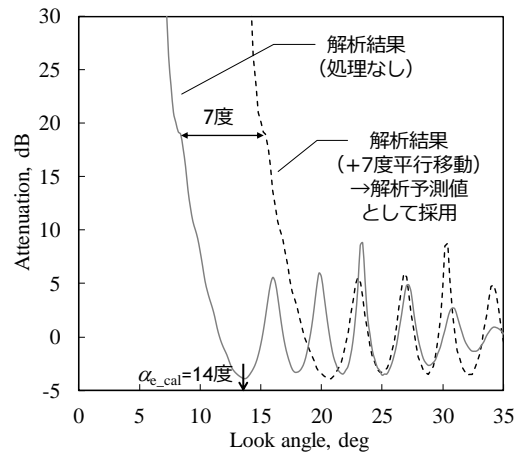


図10 イプシロン3号機の電波減衰予測結果

4.3. フライト結果との比較

イプシロンロケット3号機は2018年1月18日に内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられ、打上げは成功した(図11)。図12は3段飛行中に得られたSバンド減衰のフライトデータと図10に示した+7度平行移動後の解析結果を比較したものである。減衰が急増する $\alpha=20$ 度付近については適切に予測できたと評価できる。すなわち、設定した新たなスレッシュホールドは妥当であったと言える。



図11 イプシロン3号機の打上げ (©JAXA)

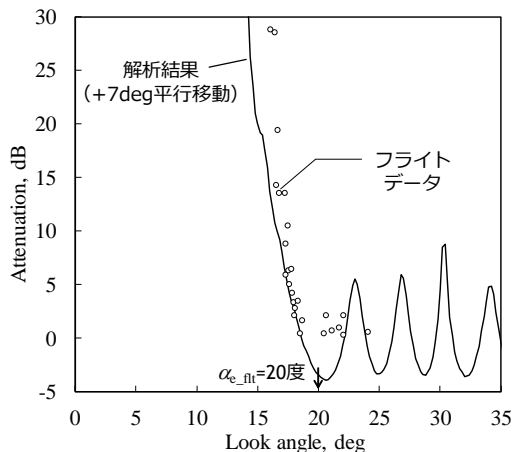


図12 イプシロン3号機3段飛行中のSバンド減衰のフライトデータと解析予測結果の比較

図13に減衰が急増するルックアングル(α_e)とクヌーセン数の関係をフライトデータ、解析結果双方について整理した。縦軸 α_e は図14に示すように「電波から見た」プルームのサイズと理解してよい。「視覚的な」プルームのサイズは周囲圧の平方根と気流マッハ数に反比例するとされる[13]。今回マッハ数は各ケースで大差ないことから、プルームサイズは周囲圧に支配され、高Kn数ほど大きくなると考えられる。しかし図13では、Kn数の増加に伴い α_e は低下する傾向であり、プルームサイズの縮小を連想させる。電波にとってのプルームサイズ、すなわち図2にも示した $\omega_p/\omega \approx 1$ となる領域近傍は、必ずしも視覚的なプルームサイズとは対応しておらず、Kn数の増加とともに縮小するものと考えられる。

過去の解析でも高高度、すなわち高Kn数ほど減衰は減少する傾向が得られており[5]、高高度でのプルームの膨張に伴い、中心付近のプラズマ密度が薄くなり、結果として $\omega_p/\omega \approx 1$ の領域が縮小しているものと考えられる。打上げ直後の噴煙は図11にも見られるように広く膨張することなく噴出されることから、噴煙損失は高度に対し増加し、その後緩やかに減少する特性を有するものと推測される。図13から、現解析手法はこの傾向を捉えてはいるが、高高度での膨張に伴うコア付近のプラズマ密度の低下を過剰評価しているものと考えられる。

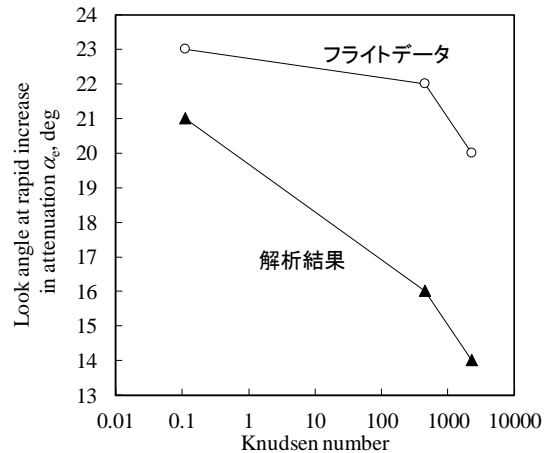


図13 クヌーセン数と α_e の関係

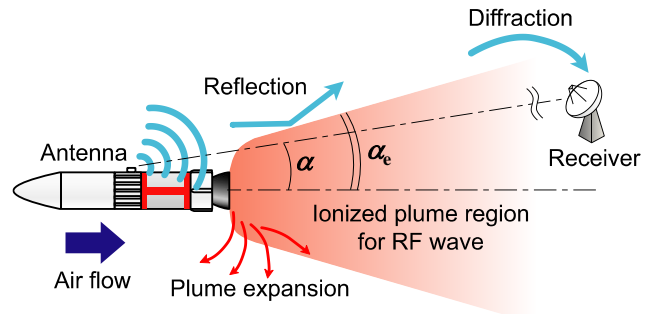


図14 噴煙損失に付随する現象の概要

本研究では、打上げに向け限られたスケジュールの中で、ロケットの運用に貢献し打上げを成功に導くことに主眼をおいて予測解析を行った。しかし、高周波Sバンドでの誤差、および高高度に伴う誤差の発生要因は明確にはできていない。図14に示すようにノズル出口近傍の流れの急転回・急膨張、気流との干渉、さらに付随する電離・再結合は依然凍結には至らないため、反応も含めたこれらの適切な取り扱いが α_e の予測精度向上には不可欠と思われる。今後、フライトデータの収集とより詳細な分析、要素試験や、希薄流効果を考慮したCFD/DSMCハイブリッド解析等に取り組む必要があると考えている。

5. ま と め

- ルックアングル（飛行姿勢）要求の厳しいイプシロン 3 号機第 3 段飛行中、飛行高度 240km における S バンド噴煙損失の事前予測解析が必要となった。
- 開発した噴煙損失の CFD/FDTD 連成解析手法は、まず P バンド・飛行高度 85km の M-V ロケットのデータにて検証が為された。
- イプシロン 3 号機に対しては、P バンドから S バンドへの変更の影響、240km の高高度飛行による影響の 2 点の検証が必要であった。
- 高周波の影響は M-V のフライトデータから評価し、ルックアングルで 1.8 度の予測誤差に留まった。
- 高高度の影響は、Kn 数に基づき希薄流の影響を M-V のデータを活用して外挿的に予測した。
- イプシロン 3 号機の打上げ後、フライトデータと予測結果を比較し、両者が一致することを確認した。
- 85km 以上の範囲では、高度の上昇とともに電波減衰は徐々に低下する傾向にある。これは、プルームのコアのプラズマ密度の低下によるものと考えられる。解析もこの傾向を捉えてはいるが、過剰評価となっており今後さらなる分析に基づく予測手法の適用範囲の拡大が必要である。

参 考 文 献

- [1] Bianchi, S., “VEGA Qualification Flight Results,” IAC-12-D2.1.1, Naples, 2012.
- [2] Kinefuchi, K., Funaki, I., Shimada, T., and Abe, T., “Experimental Investigation on Microwave Interference in Full-scale Solid Rocket Exhaust,” J. Spacecraft and Rockets, Vol. 47, No. 4, 2010, pp. 627-633.
- [3] Kinefuchi, K., Funaki, I., and Abe, T., “Frequency-Dependent FDTD Simulation of the Interaction of Microwaves with Rocket-Plume,” IEEE Trans. Antennas Propagation, Vol. 58, Issue 10, 2010, pp. 3282-3288.
- [4] Kinefuchi, K., Funaki, I., Shimada, T., and Abe, T., “Computational Fluid Dynamics and Frequency-Dependent Finite-Difference Time-Domain Method Coupling for the Interaction between Microwaves and Plasma in Rocket Plumes,” Physics of Plasmas, Vol. 19, Issue 10, pp. 102112-102112-7, 2012.
- [5] Kinefuchi, K., Funaki, I., and Abe, T., “Prediction of In-flight Radio Frequency Attenuation by Rocket Plume,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 52, No. 2, pp. 340-349, 2015.
- [6] Kinefuchi, K., Yamaguchi, H., Minami, M., Okita, K and Abe, T., “In-flight S-band Telemetry Attenuation by Ionized Solid Rocket Motor Plumes at High Altitude,” Acta Astronautica, Vol. 165, pp. 373-381, 2019.
- [7] Landau, L. D. and Lifshitz, E. M., *Electrodynamics of Continuous Media*, Pergamon Press, 1981.
- [8] Abe, T., Fujita, K., Ogawa, H. and Funaki, I., “Microwave Telemetry Breakdown Caused by Rocket Plume,” AIAA 2000-2484.
- [9] Smoot, L. D., “Causes of Ionization in Rocket Exhausts,” J. Spacecraft, Vol. 12, No. 3, pp. 179-183, 1975.
- [10] Ely, O. P. and Hockenberger R. W., “Rocket Exhaust Effect on Radio Frequency Transmission,” J. Spacecraft, Vol. 3, No. 3, pp. 310-314, 1966.
- [11] Lawton, J., and Weinberg, F. J., *Electrical Aspects of Combustion*, Clarendon Press, Oxford, 1969.
- [12] Kinefuchi, K., Funaki, I., and Abe, T., “Prediction of In-flight Radio Frequency Attenuation by Rocket Plume Applying Diffraction Theories,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 50, No. 1, pp. 150-158, 2015.
- [13] Alden, H. L. and Habert, R. H., “Gas Dynamics of High-Altitude Rocket Plumes,” Air Force Cambridge Research Laboratories, AFCRL-64-677, 1964.