

1MW アーク加熱風洞における エアフィルム効果による通信ブラックアウト低減化通信試験

○宮下岳士, 高澤秀人, 杉原祐二, 高橋 裕介 (北海道大学)
木原尚 (九州大学)

Communication test for Reentry Blackout mitigation by the Effects of Air-film
in 1 MW Arc Heated Wind Tunnel

Takashi Miyashita, Hideto Takasawa, Yuji Sugihara, Yusuke Takahashi (Hokkaido University)
Hisashi Kihara (Kyushu University)

Abstract

The radio-frequency blackout, which is the communication cutoff between a reentry vehicle and ground station during the atmospheric reentry, has been observed for many missions. Aerodynamic heating caused by a strong shock wave in front of the reentry vehicle dissociates and ionizes the gas. This plasma can block the propagation of electromagnetic waves emitted from the antenna on the vehicle. To mitigate the communication blackout, it is significant to reduce the electron number density near the reentry vehicle. We focused on a new mitigation scheme by film cooling approach. Cold gas injected from the vehicle's surface forms a thin heat-insulating air film layer where electromagnetic waves can propagate because of the low degree of ionization. In this study, we investigated the effects of the air film for the blackout mitigation using a communication test and computational fluid dynamics (CFD) approach for flow field in the large-scale arc-heated wind tunnel. The communication test results and the computed results indicated that gas the air film forms a propagation path of the electromagnetic waves.

1 はじめに

1.1 研究背景と目的

宇宙機の大気圏再突入時に生じる現象のひとつに通信ブラックアウト現象が挙げられる [1]. 再突入時に宇宙機前面に生じる衝撃波により気体分子は電離・解離し、プラズマが発生する. このプラズマが通信電磁波を遮断することにより地上局との通信が途絶する. これにより大気圏再突入時の宇宙機の位置情報の補足が困難になるため, 着地着水地点の予測精度が低下し, 機体回収コストの増大につながる. したがって, 通信ブラックアウトを回避・低減する手法が求められている.

本研究では通信ブラックアウト低減化手法としてフィルムクーリングを応用したエアフィルム効果による手法に着目する. フィルムクーリングは主にジェットエンジンの燃焼室内壁やガスタービンブレードの断熱に用いられ, 機体表面から常温の気体 (または液体) を吹き出すことで物体表面を周囲の高温環境から保護する役割がある. これを宇宙機に適用した場合の模式図を Fig. 1 に示す. 冷却気体の吹き出しにより機体周囲の空力加熱を低減させることができれば, アンテナ位置周辺に電子数密度の小さい領域を確保することが可能であると考えられる. 先行研究によりアーク気流中であっても機体表面からの冷却気体の吹き出しによって表面温度が低下することが実験によって明らかになっている [2].

本研究では宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の宇宙科学研究所 (ISAS) が保有する 1MW アーク加熱風洞にて通信試験を行い, 冷却気体の吹き出しが通信状況に与える影響について調査することを目的とする. 気体の吹き出しによって通信が改善することが確認できれば, エアフィルム効果による低減化技術の実証が可能である. また, アーク加熱風洞内の流れ場に関して数値解析を実施する. これにより, エアフィルム効果による通信ブラックアウト低減化のメカニズム解明を目指す.

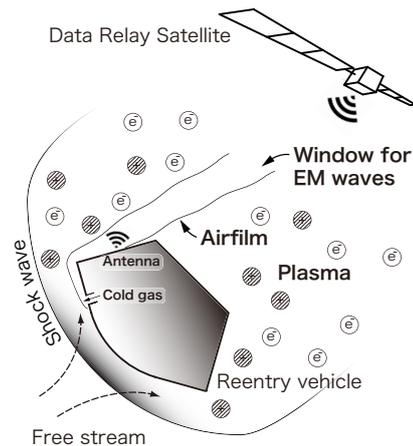


Fig. 1: エアフィルム効果による低減化

1.2 エアフィルム効果

大気圏再突入時の通信ブラックアウト現象は, 強い衝撃波によって気体が電離・解離することで発生するプラズマの影響を受けて引き起こされる. プラズマ中では正電荷を持つイオンと負電荷を持つ電子が運動している. プラズマは全体として電気的中性を保っているが, 電荷の運動により正または負の局所的な空間電荷が発生する. これによりイオンと電子はクーロン力で引き合い, 単振動を行う. この周波数 f_p はプラズマ周波数と呼ばれ, 以下の式で表される.

$$f_p = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{e^2 n_{\text{ele}}}{m_{\text{ele}} \epsilon_0}} \quad (1)$$

ここで n_{ele} は電子数密度, e は電気素量, m_{ele} は電子の質量, ϵ_0 は真空の誘電率である. このことからプラズマ周波数は電子数密度のみの関数として表せる. 通信ブラックアウトはプラズマ周波数が通信用の電

磁波の周波数 f_{link} を上回る、つまり $f_p \leq f_{\text{link}}$ となる場合に発生する。本実験では通信電磁波の周波数を 2.4 GHz とするので、通信ブラックアウトが生じる臨界電子数密度 $n_{\text{ele, crit}}$ は以下のように表される。

$$n_{\text{ele, crit}} = \frac{4\pi^2 \epsilon_0 m_{\text{ele}} f_{\text{link}}}{e^2} = 7.137 \times 10^{16} \text{ 1/m}^3 \quad (2)$$

したがって、電子数密度をこの値より小さくすることで通信ブラックアウトを回避・低減することができると思われる。

冷却気体の吹き出しにより形成されるエアフィルムは断熱層として作用するため、電離度が小さいと考えられる。そのため、電磁波はエアフィルム中を遮蔽されることなく通過することができる。よって、エアフィルム効果により通信ブラックアウトを低減化できると考えられる。

2 通信試験

2.1 実験概要

ISAS1 MW アーク加熱風洞で行った実験の模式図を Fig. 2 に示す。チャンバー内の供試体に格納した送信機とチャンバー外部に設置した受信機間で通信を行う。通信機格納モデルはチャンバー外部のガスポンペと接続されており、内部にはガスの流路が設けられている。本実験では冷却気体として N_2 を採用した。冷却気体の質量流量はマスフローコントローラー (MFC) を介して制御する。本実験では気流投入中に冷却気体を吹き出し、冷却気体の質量流量と通信状況の関係を測定した。

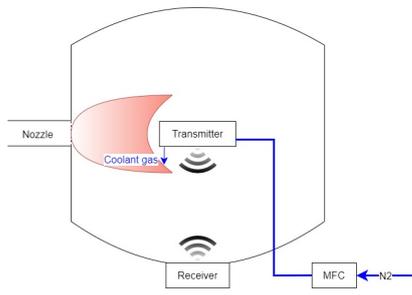


Fig. 2: 通信試験時のチャンバー内部

2.2 ISAS1 MW アーク加熱風洞

本実験では JAXA ISAS が所有するセグメント型アーク加熱風洞 [3] を使用した。この風洞はアーク加熱器、電源、ガス供給系、排気系、冷却器、測定機器から構成されている。チャンバーに続くノズルの出口直径は 25 mm、作動ガスの質量流量は 10-30 g/s、電流は 300-700 A、最大投入電力はおよそ 1 MW である。流れ場のエンタルピーは 3-20 MJ/kg、チャンバーにおける衝撃圧は 5-70 kPa である。

Fig. 3 にアーク加熱器の概略図を示す。作動ガスは Inlet 部から注入され、Anode から Cathode の区間で生じるアーク放電により加熱される。そのため、Constrictor 部ではアークコラムという高温領域が形成される。Throat 部を通過した作動ガスは Nozzle 部で超音速膨張し、Chamber 内部へと放出される。

Tab. 1 に風洞作動条件を記す。この条件の風洞運転時のノズル内部アーク気流は高橋らの研究 [4] により明らかにされている。

2.3 通信機格納モデル

本実験で用いた通信機格納モデルを Fig. 4 に示す。このモデルは直径 50 mm、長さ 80 mm の円柱形状の一部切り落とした欠円形状である。送信機格納部の前面には冷却気体を吹き出すため、直径 4 mm の穴を

Tab. 1: アーク風洞作動条件

Test gas	Air
Input current, A	450
Mass flow rate, g/s	18
Total temperature of inlet gas, K	300

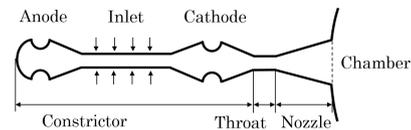


Fig. 3: アーク加熱器の概略図

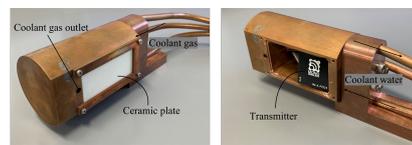


Fig. 4: 通信機格納モデル

空けた。モデルは固定治具を介してアーク加熱風洞内の射出装置に設置される。射出装置により遠隔で気流への投入、退避が可能である。モデルの設置位置はノズル出口から距離 150 mm の位置とした。

3 プラズマ流解析

プラズマ流解析には JAXA によって開発された圧縮性流体解析コード FaSTAR (FaST Aerodynamic Routine) [5] に、実在気体効果と熱化学的非平衡を導入した RG-FaSTAR [6] を使用した。これにより、再突入時に現れる高エンタルピー流解析が可能である。

本研究ではアーク加熱風洞の試験チャンバー内部の解析を行う。流れ場は定常、連続、層流と仮定し、熱化学的非平衡流を考える。また、並進温度と回転温度、振動温度と電子温度間の緩和時間はそれぞれ十分に短いとして Park の 2 温度モデル [7] を考える。熱的非平衡流を表現するために内部エネルギーモード間のエネルギー交換として、並進-振動、並進-電子、回転-振動、回転-電子間のエネルギー交換を考慮する。流れ場の支配方程式は実在気体効果を考慮した圧縮性 Navier-Stokes 方程式と状態方程式であり、全質量保存則、運動量保存則、全エネルギー保存則、振動・電子エネルギー保存則、各化学種保存則で構成される。

流れ場の化学反応を再現するために、Air 系 11 化学種 (N_2 , O_2 , NO , N_2^+ , O_2^+ , NO^+ , N , O , N^+ , O^+ , e^-) に対し、Tab. 2 に示す 49 化学反応を考慮する。ここで 2 価以上のイオンは無視している。

流れ場の空間離散化には有限体積法をベースとしたセル中心法を用いる。これは、検査体積を考えセル界面から流入流出する数値流束とセル内部の生成・消滅 (生成項) を考慮し、保存量の時間変化を計算するという方法である。

Fig. 5 に解析対象である通信機格納モデル (flat plate model) を示す。また、解析領域と境界条件を Fig. 6 に示す。流入部 (inflow) では、Tab. 1 に示すアーク風洞の作動条件下でのノズル内部の解析 [8] により得られたノズル出口条件を与えている。流出部 (outflow) では、全ての流れの物理量を 0 次外挿

Tab. 2: 化学反応

r	Forward		Backward
1-10	$N_2 + M$	\rightleftharpoons	$N_2 + N_2 + M$
11	$N_2 + e^-$	\rightleftharpoons	$N + N + e^-$
12-21	$O_2 + M$	\rightleftharpoons	$O_2 + O_2 + M$
22-31	$NO + M$	\rightleftharpoons	$N + O + M$
32	$NO + O$	\rightleftharpoons	$N + O_2$
33	$N_2 + O$	\rightleftharpoons	$NO + N$
34	$N + N$	\rightleftharpoons	$N_2^+ + e^-$
35	$O + O$	\rightleftharpoons	$O_2^+ + e^-$
36	$N + O$	\rightleftharpoons	$NO^+ + e^-$
37	$N + e^-$	\rightleftharpoons	$N^+ + e^- + e^-$
38	$O + e^-$	\rightleftharpoons	$O^+ + e^- + e^-$
39	$NO^+ + O$	\rightleftharpoons	$N^+ + O_2$
40	$O_2^+ + N$	\rightleftharpoons	$N^+ + O_2$
41	$O^+ + N$	\rightleftharpoons	$N^+ + O_2$
42	$O_2^+ + N_2$	\rightleftharpoons	$N^+ + O_2$
43	$O_2^+ + O$	\rightleftharpoons	$O^+ + O_2$
44	$NO^+ + N$	\rightleftharpoons	$O^+ + N_2$
45	$NO^+ + O_2$	\rightleftharpoons	$O_2^+ + NO$
46	$NO^+ + O$	\rightleftharpoons	$O_2^+ + N$
47	$O^+ + N_2$	\rightleftharpoons	$N_2^+ + O$
48	$NO^+ + N$	\rightleftharpoons	$N_2^+ + O$
49	$N_2 + N^+$	\rightleftharpoons	$N_2^+ + N$

$M = N_2, O_2, NO, N_2^+, O_2^+, NO^+, N, O, N^+, O^+$

法により決定した。ambient では等圧 10 Pa, 等温 300 K の滑りなし条件とした。また、モデル表面は等温壁 300 K としている。最後に冷却気体吹き出し口 (massflux) では、冷却気体 (等温 300 K の N_2) の質量流量を指定して与えている。解析に用いた格子を Fig. 7 に示す。解析格子には非構造格子を用い、物体近傍には境界適合格子を用いている。

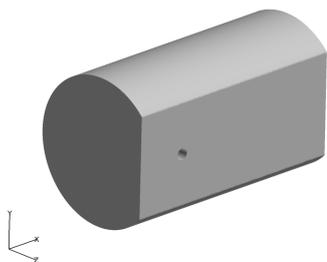


Fig. 5: 通信機格納モデル

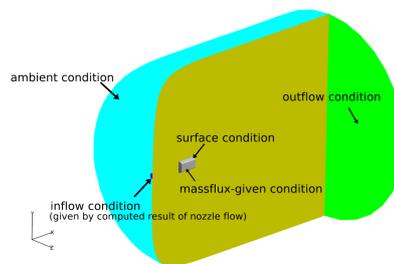


Fig. 6: 解析領域

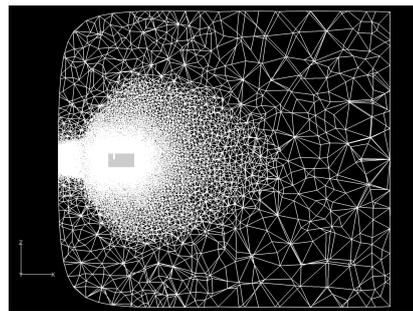


Fig. 7: 解析格子

4 結果と考察

4.1 通信試験

気流投入中の模型の様子を Fig. 8 に示す。風洞内の気流は図の左から右に向かって流れている。模型の前面には発光領域が確認できる。これは模型前面に形成された衝撃波によって高温となっていることを示す。同様の領域が Fig. 8(b) の吹き出し口付近にも見られる。これは吹き出された冷却気体の前面に衝撃波が形成されていることを示している。

次に通信試験の結果を Fig. 9 に示す。図の横軸は実験開始時からの経過時間、左右の縦軸はそれぞれ受信した通信強度と冷却気体の質量流量である。また、図中のグレーの領域はアーク気流中に投入されていた区間である。青のドットは受信した通信強度であり、気流投入中では通信強度の低下とデータ数の減少が見られた。これはアーク気流により通信ブラックアウト現象が発生していることを示している。冷却気体の吹き出しがない Fig. 9(a) では気流投入中に受信したデータ数が 4 点であったのに対し、吹き出しを与えた Fig. 9(b) では 16 点のデータが得られた。冷却気体の吹き出しによってデータ数が増加していることから、通信ブラックアウトが低減されたと考えられる。

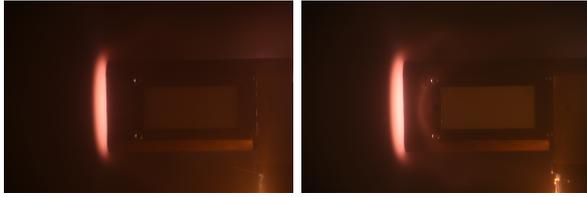
同様の通信試験を冷却気体の質量流量を変更し複数回実施した。その結果を Fig. 10 に示す。横軸は冷却気体の質量流量、縦軸は気流投入中 1 秒あたりの受信データ数である。この図から特に 1.0g/s 以下の範囲では質量流量の増加に伴って得られたデータ数が増加していることが分かる。

以上の結果によりアーク加熱風洞での通信試験ではブラックアウト低減化効果が実証された。

4.2 プラズマ流解析

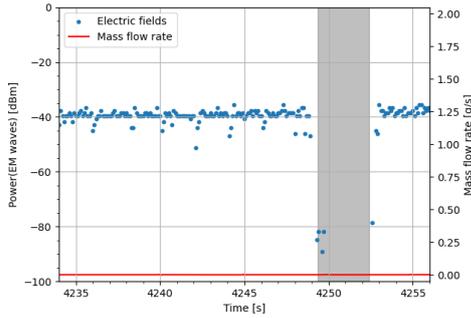
Fig. 11, 12 に冷却気体の質量流量 0.0g/s および 1.0g/s における並進温度分布、マッハ数分布、圧力分布、 N_2 の質量分率分布を示す。図中のモデルは $y = 0$ での断面である。

マッハ数分布からモデル前面に強い衝撃波が発生していることが分かる。また、モデルの上部と下部に

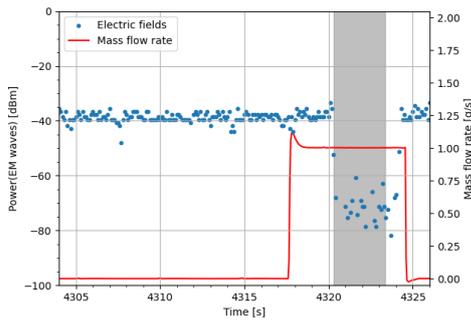


(a) 質量流量: 0.0 g/s (b) 質量流量: 1.0 g/s

Fig. 8: 気流投入中の通信機格納モデル



(a) 質量流量: 0.0 g/s



(b) 質量流量: 1.0 g/s

Fig. 9: 通信強度の時間履歴

はマッハ数の高い領域が存在し、この領域では温度の低下が見られる。これはノズル出口から流出した気流がチャンバー内の低圧領域に向かって急激に膨張するためである。また、モデル前面の衝撃波の背後では温度や圧力の上昇が見られる。以上のことからアーク風洞における特徴的な流れ場を再現できたと考えられる。

アーク風洞のチャンバー内部は減圧されているため、冷却気体は急激に膨張することが考えられる。Fig. 12より、急激に膨張したエアフィルムが主流とぶつかる場所に衝撃波が形成されていることが分かる。また、エアフィルム後方ではマッハ数の減少が見られる。後流の広い範囲にわたって冷却気体の急激な膨張により温度の低い領域が広がっている。一方、エアフィルムの前方には温度の高い領域が見られ、これはエアフィルム前方の衝撃波によるものと考えられる。Fig. 13に並進温度 5000 K の等値面を示す。図より吹き出し口前方の高温領域は弓なりの形状をしていることが分かる。これは Fig. 8 で見られた発光現象が生じている領域と一致している。以上のことから本解析結果は通信試験結果と定性的に整合す

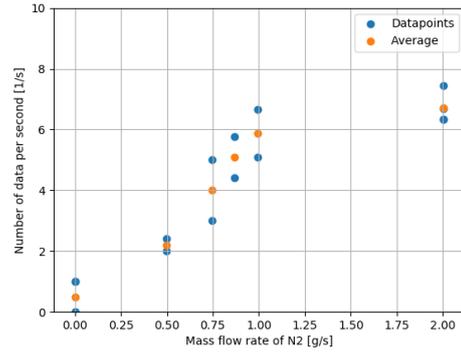
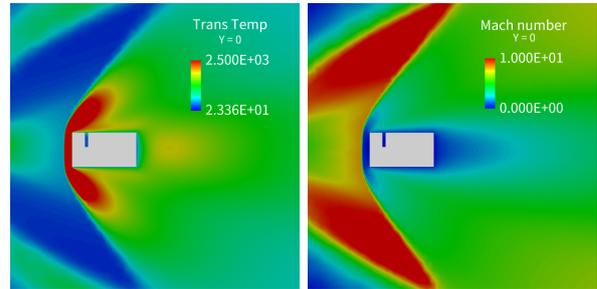
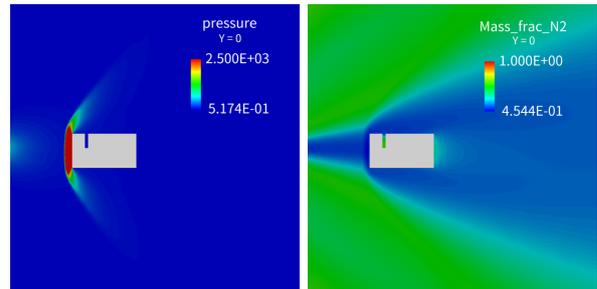


Fig. 10: 気流投入中のデータ点数



(a) 並進温度

(b) マッハ数



(c) 圧力

(d) N₂ の質量分率

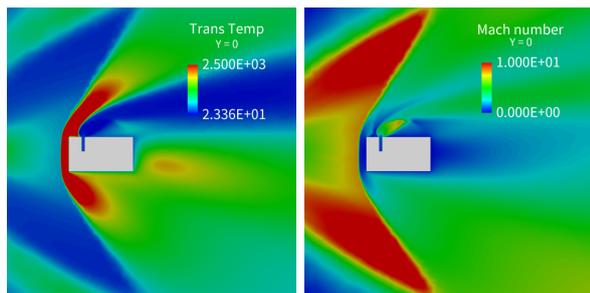
Fig. 11: 流れ場 (質量流量: 0.0 g/s)

るといえる。

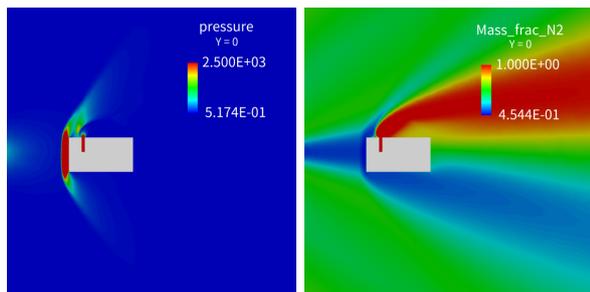
Fig. 14に気体吹き出し部付近での電子数密度を示す。電子数密度分布の凡例の上限値は式(2)により求められる臨界電子数密度 $n_{ele, crit}$ である。Fig. 14(a)ではモデル上面は全体的に臨界電子数密度を超えているのに対し、気体吹き出しを与えた Fig. 14(b)ではモデル近傍において電子数密度の低減が見られる。この領域の位置は Fig. 12において温度やマッハ数の低下が見られた領域と一致する。そのため、エアフィルム効果によってモデル近傍の気体はプラズマ化せず、電子数密度が周囲より小さくなったことが考えられる。

次に壁面付近での電子数密度について冷却機体の質量流量を変更して解析した結果について述べる。Fig. 15にモデル上壁面での電子数密度分布を示す。図中のグレーの領域は冷却気体吹き出し部に相当し、赤線は臨界電子数密度 $n_{ele, crit}$ である。横軸はノズル出口からの距離であり、モデルは $0.15 \text{ m} \leq x \leq 0.23 \text{ m}$ に位置する。

冷却気体を吹き出した場合では吹き出し部とその



(a) 並進温度 (b) マッハ数



(c) 圧力 (d) N₂ の質量分率

Fig. 12: 流れ場 (質量流量: 1.0 g/s)

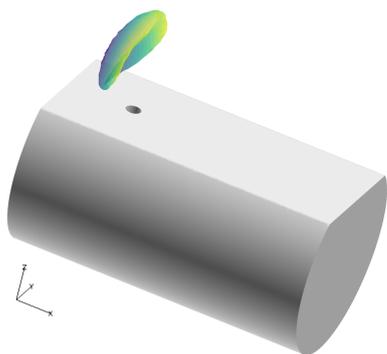


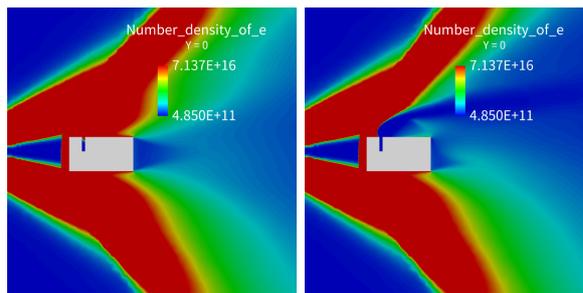
Fig. 13: 並進温度 5000 K の等値面

後流で電子数密度が大きく減少し、部分的に臨界電子数密度を下回る領域が存在することが分かる。また、流量が大きいほど減少量も大きく、減少効果はより後流に及んでいる。特に質量流量 0.75 g/s 以上のケースでは臨界電子数密度以下の領域が広範囲に及んでおり、2.4 GHz での通信が可能であると考えられる。これらの結果は通信試験と定性的に一致している。

一方で吹き出し部の直前では冷却気体の質量流量が大きいほど電子数密度が上昇している。Fig. 12 では吹き出し部直上にマッハ数の大きな変化が見られることから、この場所での冷却気体による衝撃波が原因と考えられる。しかしその変化量は微小であるので、全体として冷却気体の吹き出しによるエアフィルム効果によって通信ブラックアウトの低減が可能である。

5 結論

エアフィルム効果による通信ブラックアウト低減技術の実証に向けて、JAXA ISAS が保有する 1 MW アーク加熱風洞にて通信試験を実施した。また、同通信試験のポスト解析としてチャンバー内部の流れ場



(a) 質量流量: 0.0 g/s (b) 質量流量: 1.0 g/s

Fig. 14: 電子数密度分布

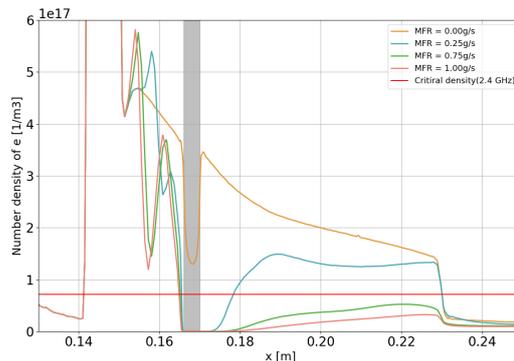


Fig. 15: モデル壁面付近での電子数密度

について数値解析を実施した。流れは定常、連続、層流を仮定し、冷却気体の質量流量によるモデル近傍の電子数密度分布に対する影響を比較した。その結果、本研究では通信試験と数値解析の両方でエアフィルム効果による通信ブラックアウト低減化効果が実証することができた。

通信試験の結果、冷却気体の吹き出しによって通信ブラックアウトが低減されることが分かった。また、冷却気体の流量の増加に伴い、通信状況が改善されることが明らかになった。

ポスト解析として冷却気体の質量流量を 0.0 g/s から 1.0 g/s の範囲で変化させて解析を行った。プラズマ流解析の結果、気体の吹き出しによって吹き出し口後流モデル近傍の並進温度、マッハ数および電子数密度を低下できることが確認できた。冷却気体の質量流量が大きいほど広範囲で電子数密度の低下が見られたため、十分な質量流量を与えることによって通信ブラックアウトを回避・低減することが可能と考えられる。また、吹き出し口前方には衝撃波により高温となる領域が存在することが明らかになった。以上のことから、通信試験の結果と定性的に一致する解析結果を得たといえる。

謝辞

本研究は JSPS 科研費 17KK0123 の助成を受けて行われた。今回の風洞実験は JAXA の 2021 年度惑星大気突入環境模擬装置共同利用公募による利用枠 (WA21-05, WA21-06) にて実施した。本解析結果は、宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである。

参考文献

- [1] 稲葉基之, 山脇功次, 原島治, 首藤泰雄, 若宮正男, *et al.*, “通信系の運用計画と通信途絶現象,” **航空宇宙技術研究所特別資料**, vol. 24, pp. 207–226, 1994.
- [2] B. Esser, A. Güllhan, and M. Kuhn, “Thermal qualification of transpiration cooling for atmospheric entry,” in *Proceedings of the 1st CEAS European Air and Space Conference*, 2007, pp. 3205–3210.
- [3] T. Yamada and Y. Inatani, “Arc heating facility and test technique for planetary entry missions,” *The Institute of Space and Astronautical Science report. S.P. : Aerodynamics, Thermophysics, Thermal Protection, Flight System Analysis and Design of Asteroid Sample Return Capsule*, vol. 17, pp. 147–163, Mar. 2003.
- [4] Y. Takahashi, N. Enoki, T. Koike, M. Tanaka, K. Yamada, and T. Shimoda, “Flow enthalpy of nonequilibrium plasma in 1 mw arc-heated wind tunnel,” *AIAA Journal*, vol. 59, no. 1, pp. 263–275, 2021. DOI: 10.2514/1.J058407.
- [5] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフルパウルス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ fastar の開発,” in **宇宙航空研究開発機構特別資料: 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 論文集**, vol. JAXA-SP-10-012, 宇宙航空研究開発機構, 2011.
- [6] Y. Takahashi, “Advanced validation of cfd-fdtd combined method using highly applicable solver for reentry blackout prediction,” *Journal of Physics D: Applied Physics*, vol. 49, no. 1, p. 015201, 2015. DOI: info:doi/10.1088/0022-3727/49/1/015201.
- [7] C. Park, “Rotational relaxation of n2 behind a strong shock wave,” *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, vol. 18, no. 4, pp. 527–533, 2004.
- [8] Y. Takahashi, N. Enoki, T. Koike, M. Tanaka, K. Yamada, and T. Shimoda, “Flow enthalpy of nonequilibrium plasma in 1 mw arc-heated wind tunnel,” *AIAA Journal*, vol. 59, no. 1, pp. 263–275, 2021. DOI: 10.2514/1.J058407.