

再突入時の宇宙機周り電子/重粒子数密度分布解析

研究代表者

嶋村 耕平

筑波大学 システム情報系 助教

1 はじめに

「はやぶさ」のよる小惑星イトカワからのサンプルリターンミッションの成功によって、国内外ではサンプルリターンを軸とする惑星探査が計画されている。深宇宙からの惑星間軌道から地球に直接帰還、あるいは理学ミッションとして火星や木星に着陸するためには、探査機カプセルは絶えずその位置を地球の通信局及び人工衛星と通信し、正確な位置を見出すことが求められる。一方で惑星大気突入時には、高速の空気が機体前方でせき止められることにより衝撃波とその背後に高温のプラズマ領域が形成され、その温度は1万度を超える。このプラズマによる通信用電磁波の伝播が阻害される現象は「通信ブラックアウト」と呼ばれており、この通信ブラックアウトを回避・低減するためにはカプセル周りの正確なプラズマ流れ場の見積、熱流体力学の理解が必要となる。本研究では、地上風洞施設との比較を想定して数値解析による宇宙機周りの電子数/重粒子密度を予測することを目的とする。

2 シュリーレン干渉法による重粒子密度計測

本研究では極超音速流れ場の密度分布の定量的可視化計測にあたり JAXA 角田所有の Hiest を実験装置とした。Hiest は空気貯気槽、圧縮管、衝撃波管、ノズルおよび試験部で構成されており、重ピストンで圧縮された気体が隔膜を破ることで衝撃波が発生し、衝撃波管で試験気流を圧縮加熱することで、高温、高圧、高エンタルピー流れを生成可能である。Hiest の仕様を Table 1 に示す。本風洞は全長 80 m、出口径 1.2 m とは世界最大の大きさである。

Table 1. Specifications of High-Enthalpy Shock Tunnel (Hiest, JAXA)

Compression tube	Bore:Φ600mm,length:42m
Shock tube	Bore:Φ180mm,length:17m
Piston mass	220 to 780 kg
Nozzle	Conical: exit diameter Φ1.2m Contoured: exit diameter Φ0.8m
Stagnation enthalpy	3 to 25 MJ/kg
Stagnation pressure	12 to 150 MPa
Test time	2 ms to longer

本試験で用いたはやぶさ SRC 模型を Fig. 2 に示す。模型はステンレス製で、はやぶさ SRC と相似形の直径 282.8mm (実寸の 70%) である。はやぶさの前面は球と円錐の形状を持っており、本試験で用いた模型ではその境界 (ジャンクションポイント) は半径 99mm に設計されている。実際の試験では Fig. 1 上図を 90° 回転し、 $Y=40\sim 141.4\text{mm}$ を可視化計測した。本研究で使用した計測系は標準的なシュリーレン系のナイフエッジを偏光板-Wollaston プリズム-偏光板に置き換えた干渉計である。干渉計の概略図を Fig. 2 に示す。この干渉計で使用する Wollaston プリズムは複屈折性結晶 (本研究では石英) を組み合わせたダブルプリズムであり、入射光を互いに垂直に偏向された 2 つの光線に分離する性質を持つ (4) (5)。Fig. 3 に示すように、入射した光は第 1 のプリズムで縦偏光と横偏光に分離され、異なる速度でプリズム内を伝搬する。その後、プリズム角 α の接合面で空間的に分離され、プリズムから角度 ϵ が出る。分離角 ϵ はプリズムに使用された材質の屈折角で決定され本研究では分離角 $\epsilon=1^\circ$ の Wollaston プリズム (“WPQ10” Thorlabs Inc.) を使用した。

干渉縞の原理を Fig. 4 に示す. 入射した光線が 2 つの偏向された光に分離し, プリズムから離れるとき, 元の光の方向から $\pm 1/2\epsilon$ の角度だけ偏向される. Wollaston プリズムの中心は, テストセクションの背後にあるレンズまたはシュリーレンヘッド M の焦点, またはその後方に位置する. プリズムを透過した光線は 2 つに分離し, テストセクションの計測対象の 2 重像を形成する. その 2 重像の重なる範囲で干渉縞が現れる. このように, 可視化領域はシュリーレンヘッドの焦点距離とプリズムの分離角に依存するため, 本試験では, 2 重像の模型および衝撃波層が重ならないよう, Fig. 3 に示したよどみ点から 40mm より外径を可視化範囲として計測した. 生成された干渉縞は計測対象の屈折率により変形し, 1 つの縞の移動量 $\Delta S(x, y)/S$ は屈折率と波長の関数で表される.

$$\frac{\Delta S(x, y)}{S} = \frac{1}{\lambda} \int \{n(x, y, z) - n_{\infty}\} dz \quad (1)$$

n_{∞} は参照領域の屈折率を示す, マッハツェンダー干渉計のような, 参照光と試料光二つを必要とする干渉計 (参照光路干渉計) は式 (1) が適用されるが, 本研究で使用した Wollaston プリズムシュリーレン干渉計は Fig. 4 で示したように参照光を必要とせず, テストセクションを通過した光の一部を参照光として使用する共通光路干渉計であるため光路長が異なり, 縞の移動量は次式が適用される.

$$\frac{\Delta S(x, y)}{S} = \frac{d}{\lambda} \int \frac{\partial}{\partial y} n(x, y, z) dz \quad (2)$$

d は共役光線がテストセクションで分離される距離で, 次式に示す.

$$d = \epsilon f \quad (3)$$

ここで f はシュリーレンヘッド M の焦点距離である. 本試験の気流条件を Table 2 に示す. 自由流の算出には次元非平衡熱化学ノズル計算コード「NENZF」を用いた (6). 光源には波長 $\lambda=532\text{nm}$ の Millennia PM5-KE (Spectra-Physics Lasers, Inc.), カメラは FASTCAM SA-Z (Photron Ltd.) を使い, フレームレートを 20000fps, 露光時間を 48.39 μs で撮影を行った. また, 試験時間の同定にはピトー圧の時間履歴を用いた. ピトー圧時間履歴を Fig. 8 に示す.

Table 2. Stagnation and free flow condition for each shot.

Shot	Stagnation conditions			Free flow conditions			Re [*10 ⁶ /m]
	Temperature [K]	Pressure [MPa]	Enthalpy [MJ/kg]	Density [kg/m ³]	Velocity [m/s]	Mach no.	
2806	3460	23.39	4.420	0.02144	2794	7.373	2.842
2807	2697	29.21	3.227	0.03555	2404	7.718	5.500
2808	6587	32.97	11.54	0.01333	4298	6.095	1.192
2810	3005	16.98	3.690	0.01834	2559	7.587	2.660
2811	8352	15.37	19.47	0.004090	5302	6.203	0.3927

Wollaston プリズムシュリーレン干渉計の計測結果を Fig. 9 に示す. ここでは, 気流条件による縞の比較のため Shot. 2806 と Shot. 2811 の結果のみを載せる.

Fig. 9 に示すように、一様流領域では縞は平行であるが、衝撃波後方では密度勾配が生まれるため屈折率が変化し、それに伴い縞が変形する様子が見られる。Shot. 2806 の衝撃波近傍の拡大図を Fig. 9 に示す。干渉縞画像から位相解析ソフト IDEA (Interferometrical Data Evaluation Algorithms, developed at the Graz University of Technology) を用いて位相分布への変換を行った⁽⁷⁾。解析手順は、①元画像のヒストグラム平坦化および二値化、②2DFFT (二次元フーリエ変換) を用いたフィルタリングおよび逆 2DFFT、③アンラッピングおよびバックグラウンド減算の 4 工程である。位相分布は 3 次元情報の積分値の 2 次元投影データである。実際の円筒 3 次元分布のスライスデータとして扱うには逆アーベル変換を行う必要がある。変換式を次式に示す。

$$n(x, r) - n(x, r_\infty) = -\frac{\lambda}{\pi d} \int_{r=y}^{r_\infty} \frac{1}{y} \frac{\Delta S(x, y)}{S} \frac{d(y^2)}{\sqrt{y^2 - r}} \quad (2)$$

ここで、 n は屈折率、 λ は波長 (本研究では 532nm のレーザーを使用)、 K はグラッドストーンデル定数、 $\Delta S(x, y)/S$ は位相差、積分の中はアーベル逆変換を示している。ここで、グラッドストーンデル定数 K は密度と屈折率の関係を表す定数である。密度と屈折率との関係式を次式に示す。

$$\frac{n - 1}{\rho} = K \quad (3)$$

本試験の Shot. 2811 は高エンタルピー流れであり、解離やプラズマの発生が十分に考えられるが、空間の主成分である N2 や O2 の定数の変化は 6000K までは非常に緩慢で、8000K を超えた環境であっても高圧の場合では理想気体 (T: 288K, λ : 509.7nm) の定数 K : 0.000227m/kg と誤差数%以内に収まる (8) (9) (10) (11)。気体組成とグラッドストーンデル定数の関係式を次式に示す。

$$K = \frac{2\pi N_A}{\mu} \sum_i \alpha_i x_i \quad (3)$$

$$\mu = \sum_i x_i \mu_i \quad (4)$$

ここで、 μ はモル質量、 α_i は分極率、 x_i はモル分率であるまた、8000K を超える領域は衝撃波直後の数 mm の領域だけであるため、本研究の解析には上記の理想気体の数値を使用した。解析には、Python のモジュール (PyAbel 0.7) (12) を用いて解析を行った。また解析後の密度分布には OpenCV のバイラテラルフィルタを用いてフィルタリングを行った。

Fig. 9 に密度解析の結果を示す。計測結果と先行して行われている CFD 解析結果の表面熱流束の比較から、低エンタルピー条件ではおおよそ値は一致しているが、高エンタルピー条件ではよどみ点付近で 2 倍程度の熱流束を示した。これは HIEST における先行研究で報告された、衝撃波生成時に使用する鉄製隔膜が超高温に加熱され鉄イオンとなったことによる放射が原因と考えられる。また模型端付近 (100mm) での熱流束の上昇が CFD に比べて顕著であることがわかる。これは、ジャンクションポイントの模型形状が CFD の予測よりも大きく影響していることが示唆される。これは密度分布にも影響しており、特に Shot. 2811 ではジャンクションポイントで密度の減少が大きいことがわかる。これは、模型形状およびレイノルズ数が影響していると考えられる。

3 数値解析による電子数密度分布

2次元軸対称ナビエ-ストークス方程式を差分法にして離散化した。空間差分スキームには修正 Steger-Warming 法を使用し、時間積分に関しては Gauss-Seidel Line 緩和法を用いて陰的に解いた。Park の 2 温度モデルを使用し、7 化学種 (N₂, O₂, N, O, NO, NO⁺, e⁻) を考慮した。化学生成項の Jacobian 行列には点陰解法を用いた。[19]-[22]

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(F + F_v) + \frac{\partial}{\partial x}(G + G_v) = W + \frac{H}{r}$$

$$U = \begin{pmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \\ \rho_4 \\ \rho_5 \\ \rho_6 \\ \rho u \\ \rho v \\ E_v \\ E \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho_1 u \\ \rho_2 u \\ \rho_3 u \\ \rho_4 u \\ \rho_5 u \\ \rho_6 u \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ \rho v u \\ u E_v \\ u(E + p) \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} \rho_1 v \\ \rho_2 v \\ \rho_3 v \\ \rho_4 v \\ \rho_5 v \\ \rho_6 v \\ \rho v^2 + p \\ \rho v u \\ \rho v^2 + p \\ u E_v \\ u(E + p) \end{pmatrix}, \quad W = \begin{pmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \\ W_5 \\ W_6 \\ 0 \\ 0 \\ W_v \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$F_v = \begin{pmatrix} j_{1x} \\ j_{2x} \\ j_{3x} \\ j_{4x} \\ j_{5x} \\ j_{6x} \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ u E_v \\ u(E + p) \end{pmatrix}, \quad G_v = \begin{pmatrix} j_{1y} \\ j_{2y} \\ j_{3y} \\ j_{4y} \\ j_{5y} \\ j_{6y} \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ u E_v \\ u(E + p) \end{pmatrix}, \quad H = \frac{1}{y} \begin{pmatrix} \rho_1 u - j_{1y} \\ \rho_2 u - j_{2y} \\ \rho_3 u - j_{3y} \\ \rho_4 u - j_{4y} \\ \rho_5 u - j_{5y} \\ \rho_6 u - j_{6y} \\ -\rho u^2 + \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ -\rho u v + \tau_{xy} \\ -E_v - q_y \\ -(E + p)u + u\tau_{yy} + v\tau_{xy} + q_y \end{pmatrix}$$

計算対象は地上風洞施設 HEK-X (JAXA) で過去の実験を想定して直径 20 mm の球状プローブの表面を対象に 35×70 の構造格子を生成した。[23] また気流の条件も同様に実験に近いパラメータを使用し、気流密度 10⁻² kg/m³、温度 2,000 K、速度 7,200 m/s とした。軸対称を考慮して図に球状プローブの表面 80 度までの並進温度と NO⁺ の密度の分布を示す。よどみ点近傍での並進温度は最大で 17000K まで上昇し、振動温度との平衡になる温度は 8000K であった。またセル内での電気的中性を仮定して電子数密度を求めるとおおよそ 10²² m⁻³ 程度であることがわかる。

4 まとめ

本研究では大型風洞である HIEST に適用可能な、Wollaston プリズムシュリーレン干渉計を用いて、70% スケールのはやぶさ SRC 模型周囲の密度分布を 5 条件で計測を行い、大型衝撃風洞内の極超音速気流の定量的な密度分布の計測に成功した。同時に CFD 解析との比較を行った。低エンタルピー条件では密度分布は、計測値、CFD 結果に大きな差異は見られないが、高エンタルピーでは密度の高低がより顕著に現れ、模型形状の影響が低エンタルピー条件に比べ大きくなっていることが示唆される。また数値解析による供試体周りの電子数密度分布可能なコードを開発した。衝撃風洞や膨張波管での計測・解析技術を構築した。これらの技術は宇宙機の電子・重粒子数密度の予測精度向上に貢献し、通信ブラックアウト等を回避する宇宙機設計に貢献することが期待される。

【本文中図一覽】

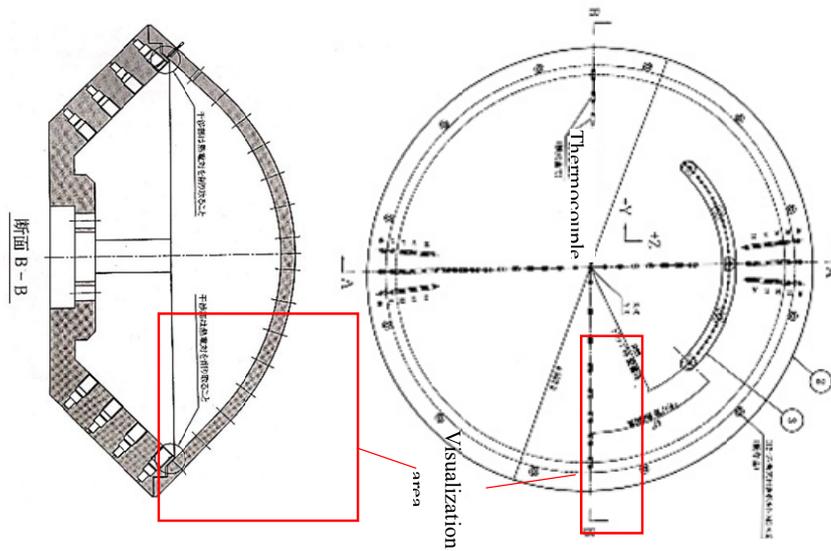


Figure 1 Hayabusa SRC Model

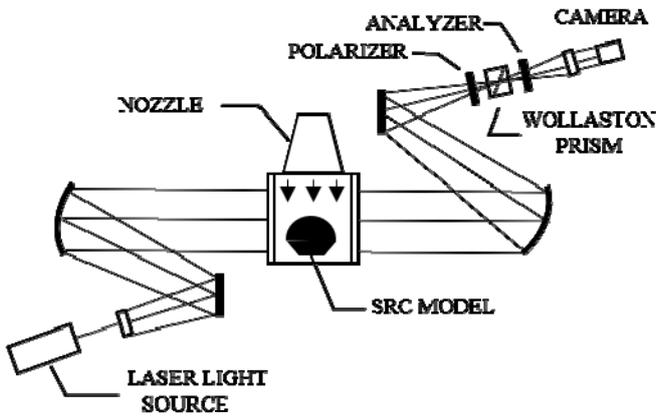


Figure 2 Schematic of Wollaston prism schlieren interferometer

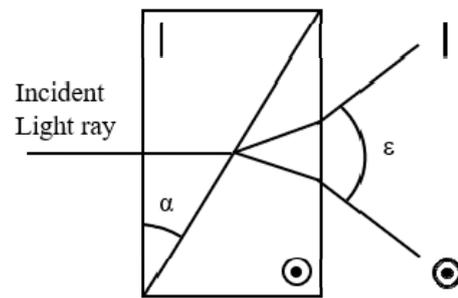


Figure 3 Separation of light ray in a Wollaston prism

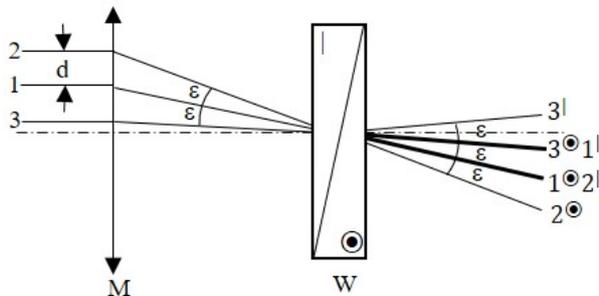


Figure 4 Wollaston prism as the interferometer unit

図 2

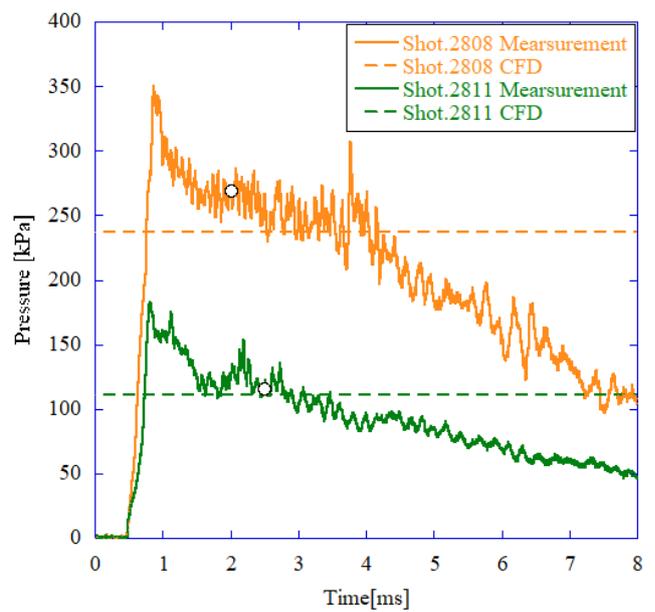
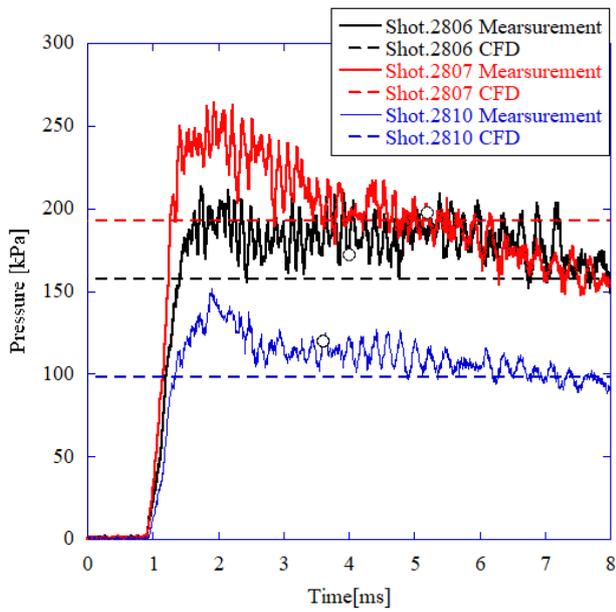


Fig.7 Pitot pressure at the test section(○ indicates used frame, ↔ indicates test time)

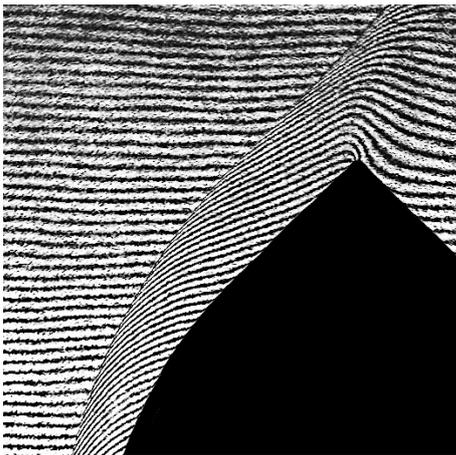


Figure 7a Measurement results (a)Shot.2806
(b)Shot.2811

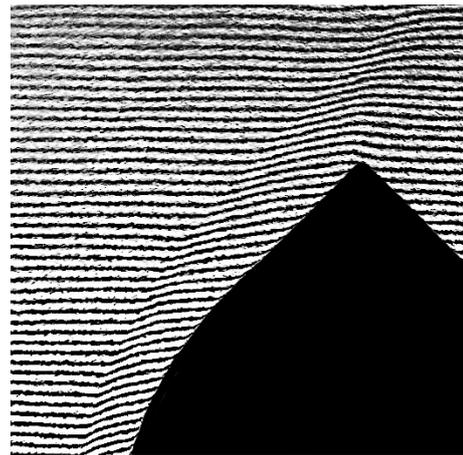


Figure 7b



Figure 8 Enlarged the measurement result of Shot.2806 near the shock wave

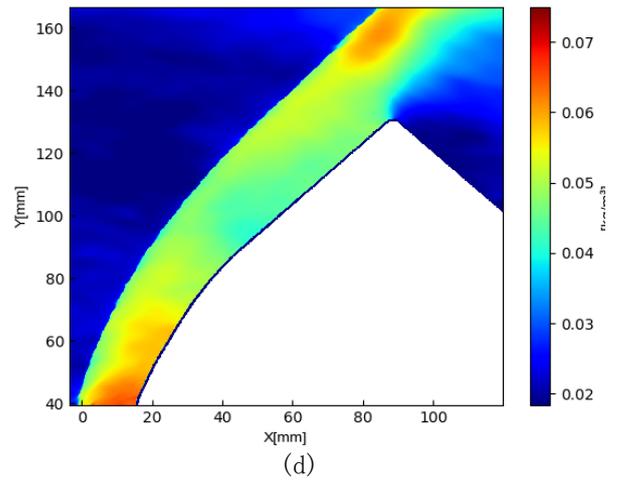
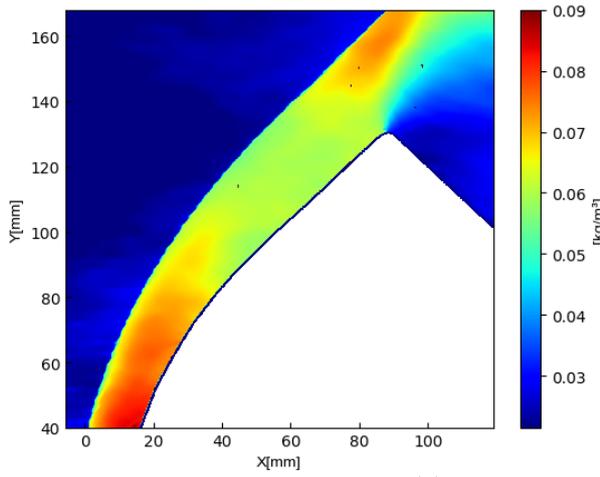
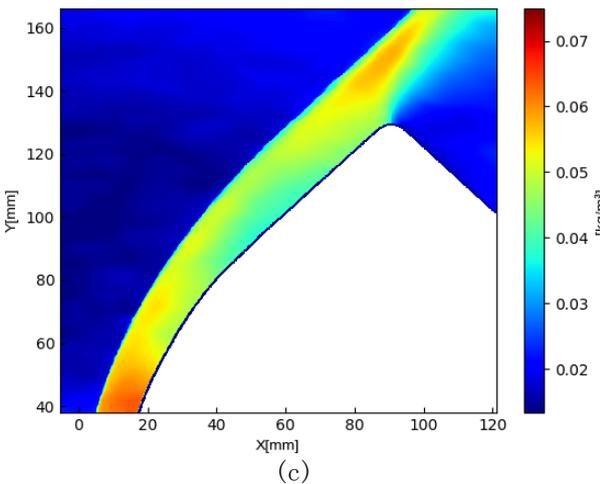
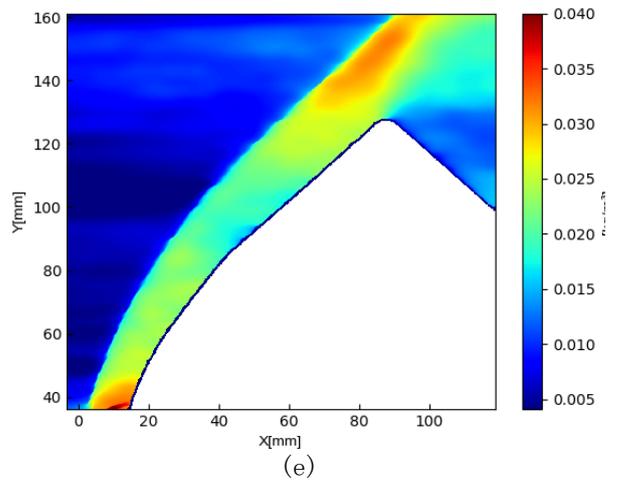
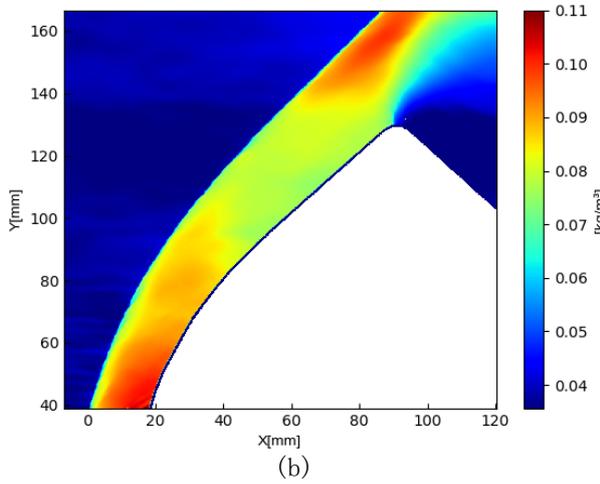


Figure9 Density distribution (a)Shot. 2806
 (b)Shot. 2807 (c)Shot. 2808 (d)Shot. 2810
 (e)Shot. 2811



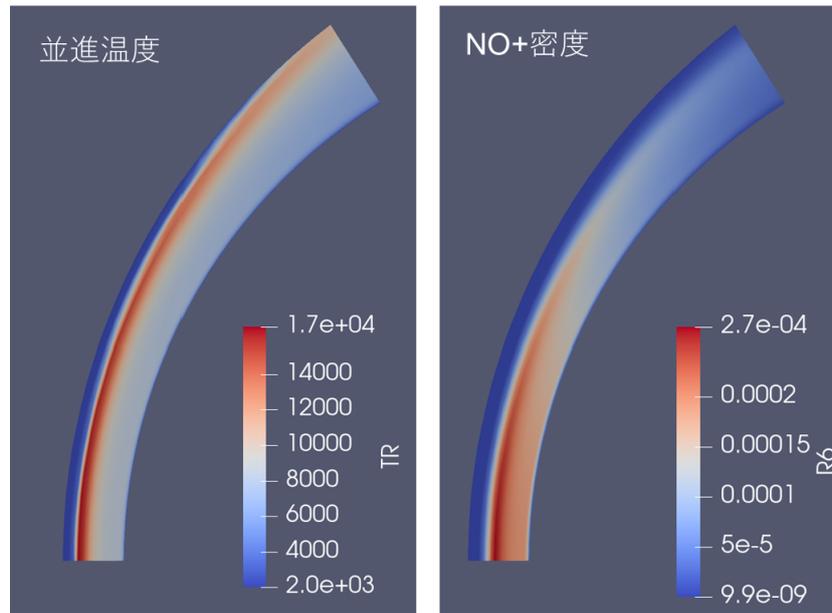


Figure 10 CFD results for Translational temperature and NO+ density

【参考文献】

- [1] Itoh, K., Ueda, S., Tanno, H., Komuro, T. and Sato, K., Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel, Shock Waves, Vol. 12, 93-98, 2002
- [2] Tanno H., Komuro T., Sato K., Itoh K., Lillard R.P., Olejniczak J., Grinstead J.H.: Aeroheating measurement of Apollo shaped capsule with boundarylayer trip in the free-piston shock tunnel Hiest, AIAA 2014-0434.
- [3] Brett A. Cruden , Aaron M. Brandis, Joseph Olejniczak, Jay Grinstead, Lindsay Kirk, Randolph P. Lillard, Hideyuki Tanno, Tomoyuki Komuro, Measurement of Ultraviolet Radiative Heating Augmentation in Hiest Reflected Shock Tunnel, AIAA 2015-2512
- [4] W.Mertzkirch, Flow Visualization, Academic Press New York, 1974
- [5] R.D.Small, V.A.Sernas, and R.H.Page, Single Beam Schlieren Interferometer Using a Wollaston Prism, APPLIED OPTICS, 1972
- [6] Lordi,J.A., Mates,R.,E., Moselle,J.,R., Computer Program for the Numerical Solution of Nonequilibrium Expansions of Reacting Gas Mixtures, NASA-CR-472. 1965
- [7] Martin Hipp and Peter Reiterer, User Manual for IDEA 1.7, Institut für Experimental Physik, Technische Universität Graz, 2003
- [8] Alpher, R. A., and White, D. R., Optical refractivity of high temperature gasses. I: Effects resulting from dissociation of diatomic gases. Phys. Fluids 2, 153-161.(1959)
- [9] Alpher, R. A., and White, D. R., Optical refractivity of high temperature gases. II: Effects resulting from ionization of monatomic gases. Phys. Fluids 2, 162-169.(1959)
- [10] A. I. Kharitonov, K. S. Khoroshko & V. P. Shkadova, Temperature dependence of air refraction at high temperatures, Fluid Dynamics volume 9, pages851–853, 1974
- [11] Alexander S. Sharipov, Boris I. Loukhovitski and Alexander M Starik, Influence of vibrations and rotations of diatomic molecules on their physical properties: II. Refractive index, reactivity and diffusion coefficients, J. Phys. B: At. Mol. Opt. Phys. 49 , 2016
- [12] Pyabel team, PyAbel Documentation Release 0.7, 2019

- [13] R.W. Detra, N.H. Kemp, and F.R. Riddell. "Addendum to Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere". *Jet Propulsion*, 27(12):1256-1257, December 1957.
- [14] M.E. Tauber and K. Sutton. "Stagnation-Point Radiative Heating Relation for Earth and Mars Entries". *Journal of Spacecraft and Rockets*, 28(1):40-42, September-October 1991.
- [15] Y. Takahashi and K. Yamada, Aerodynamic Heating Analysis of Sample Return Capsule in Future Trojan Asteroid Exploration, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 32, No. 3, (2018), pp. 547-559
- [16] C. Park. "Assessment of a Two-Temperature Kinetic Model for Dissociating and Weakly Ionizing Nitrogen". *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2(1):8-16, Jan.-March 1988.
- [17] C. Park. *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*. Wiley, New York, 1990.
- [18] R.N. Gupta, J.M. Yos, R.A. Thompson, and K.P. Lee. "A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Nonequilibrium Calculations to 30000 K". NASA RP-1232, Aug. 1990.
- [19] G. V. Candler, and R. W. MacCormack, "Computation of Weakly Ionized Hypersonic Flows in Thermochemical Nonequilibrium, *Journal of Thermophysics and Heat transfer*, Vol. 5 No.3 266 (1991)
- [20] G. V. Candler, P. K. Subbareddy, and I. Nompelis, "CFD Methods for Hypersonic Flows and Aerothermodynamics (Chap. 5)", *Hypersonic Nonequilibrium Flows: Fundamentals and Recent Advances*, pp. 203-237 (2015).
- [21] H. Otsu, T. Abe, Y. Ohnishi, A. Sasoh, and K. Takayama, Numerical Investigation of High-Enthalpy Flows Generated by Expansion Tube, *AIAA Journal* Vol. 40, No.12, pp.2423 (2002).
- [22] P. A. Gnoffo, et al., Conservation Equations and Physical Models for Hypersonic Air Flows in Thermal and Chemical Nonequilibrium, NASA Technical paper 2867 (1989).
- [23] K. Shimamura et al., High-speed visualization for test-time evaluation of a JAXA HEK-X free-piston driven expansion tube, *AIAA paper* 2019-1556 (2019).

〈 発 表 資 料 〉

題 名	掲載誌・学会名等	発表年月
Flow Visualization with Common Path Interferometry in High-Enthalpy Shock Tunnel	AIAA Scitech 2020 Forum, AIAA paper	2020年1月