

再使用観測ロケット着陸時プルームの CFD 解析

葛生和人 (宇宙航空研究開発機構・情報計算工学センター)
野中聡 (宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所)
青野淳也 (株式会社 計算力学研究センター)
嶋英志 (宇宙航空研究開発機構・情報計算工学センター)

CFD Analysis of Rocket Plumes during Landing of a Reusable Sounding Rocket

by
Kazuto Kuzuu (JAXA/JEDI center)
Satoshi Nonaka (JAXA/ISAS)
Junya Aono (Research Center of Computational Mechanics, Inc.)
Eiji Shima (JAXA/JEDI center)

ABSTRACT

Through a numerical simulation, we investigated the effects of rocket plumes on heating in vertical landing of a reusable sounding rocket. A simulation was carried out by using an in-house compressible flow solver, LS-FLOW-RG, which is applicable to real gas phenomena, multi-species gas, chemical reactions and so on. This is an extended version of LS-FLOW of JAXA/JEDI center. In this solver, the transport properties of multi-species gas and mass conservation equations of those species are considered. On the other hand, we employed DDES method as a turbulence model. In this simulation, flow conditions of rocket plumes are of high temperature ($T=2000\text{K}$) and supersonic ($M=3.0$) water vapor, and an atmospheric condition is a stationary standard air. In this study, we assumed the actual landing condition and body. In fact, jets blow off from two engines at the bottom of the body. In this situation, we compared the results in two different thrust conditions of rocket plumes and discussed the heating effect by thrust levels in vertical landing. From the results, we confirmed that a pair of jets generates circulation between the earth and the bottom of the body, and this phenomenon promotes the diffusion of high temperature water vapor. Furthermore, the difference of thrust level largely affected both flow and thermal fields on the bottom of the body.

1. はじめに

垂直離着陸型再使用観測ロケットは、地上帰還時に滑空から転回飛行を経て最終的に垂直着陸に至るといった特殊な飛行形態を有する。このような飛行環境における空力特性の評価は、システム設計上重要な技術的課題であり、これまで、JAXA はそのような飛行特性を評価すべく、風洞試験、流体解析等を実施してきた¹⁾²⁾³⁾⁴⁾。

そのような中で、着陸時プルームによる機体への加熱評価も、あらかじめ解決すべき技術課題である。特に、より厳密な加熱評価を行うには、より現実的な条件のもとで流れ場を再現し、情報を得ることが必要となる。例えば、噴出口より近接地表面に噴出される高温度衝突噴流の振る舞い、2 対の噴流同士の干渉による 2 次流れの形成 (本機では着陸時 2 基のエンジンを想定)、物性の異なる流体組成の混合 (本機では水蒸気と空気の混合)、流れ場の非定常性など。これらはいずれも本機着陸時に予想される流れ場の環境であるが、極力実機条件に近い形でそれらを再現し、そこから加熱評価に有効な情報を得ることは、設計上非常に重要である。

本研究では、そのような状況を踏まえて、現時点で想定している実機での着陸条件を適用して、着陸時プルームによる流れ場の流体解析を実施した。

2. 解法

2. 1 流体解析

流体解析手法について述べる。

解析は JAXA/ JEDI センター内製の流体ソルバー LS-FLOW -RG (Real Gas) を用いて行った。LS-FLOW -RG は、LS-FLOW⁵⁾ (任意多面体非構造圧縮性流体ソルバー) をベースに、任意化学種、任意化学反応、超臨界流体の実在気体効果等に対応すべく、LS-FLOW 機能拡張版として開発された流体ソルバーである。解析手法としては、空間離散化にセル中心有限体積法、時間刻みに 3 点後退差分近似を用い、LU-SGS 法により時間発展的に陰解法を行って

る。その他の数値計算スキームに関しては複数の手法からの選択が可能であるが、本解析では、再構築用勾配計算法として Green -Gauss 法、勾配制限関数に Venkatakrisnan⁶⁾、数値流束スキームに、SLAU⁷⁾ (非粘性項)、Wang の方法⁸⁾ (粘性項) を採用している。また、今回対象とする流れ場 (噴流) が、本質的に非定常現象であることを想定し、乱流モデルとして DDES⁹⁾ を採用することとした。

本解析で用いられる多成分系 3 次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式の概要は以下の通りである。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \int_{\partial V} (F_e(Q) - F_v(Q)) dS = \int_V S_s dV \quad (1)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \\ \rho Y_i \end{bmatrix}, \quad F_e = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + n_x p \\ \rho v U + n_y p \\ \rho w U + n_z p \\ (E + p) U \\ \rho Y_i U \end{bmatrix}$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{yx} n_y + \tau_{zx} n_z \\ \tau_{xy} n_x + \tau_{yy} n_y + \tau_{zy} n_z \\ \tau_{xz} n_x + \tau_{yz} n_y + \tau_{zz} n_z \\ (u_m \tau_{im} - q_i) n_i \\ -\rho Y_i \tilde{U}_{il} n_l \end{bmatrix}, \quad S_s = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_i \end{bmatrix}$$

$$U = u n_x + v n_y + w n_z, \quad u_m = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \quad \tilde{U}_{il} = \begin{bmatrix} \tilde{u}_i \\ \tilde{v}_i \\ \tilde{w}_i \end{bmatrix}$$

$$E = \rho \sum_{i=1}^{N_s} h_i Y_i - p + \frac{1}{2} \rho U^2$$

$$q_i = -\lambda \nabla T + \rho \sum_{i=1}^{N_s} h_i Y_i \tilde{U}_{il}$$

$$h_i = h_i^0 + \int_{T_{ref}}^T C_{p,i} dT$$

$$p = \rho RT \sum_{i=1}^{N_s} Y_i / M_i \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^{N_s} Y_i = 1 \quad (3)$$

式(2)は理想気体の状態方程式、式(3)は質量分率に対する拘束条件である。なお、ここでは主要な変数は習慣的な命名則に従うものとし、多成分系に関わるもののみを示しておく。化学種 i に対して、 Y_i は質量分率、 \tilde{U}_i は拡散速度、 h_i はエンタルピー、 h_i^0 は標準生成エンタルピー、 R は普遍気体定数、 M_i は分子量、 C_{pi} は定圧比熱である。なお、 S_s は化学反応によるソースタームであるが、本解析では化学反応無しを仮定している。

拡散速度は Fick の法則に従うものとし、式(4)を適用している。また、定圧比熱 C_{pi} は JANAF のテーブルに示される 2 温度区分の 4 次多項式近似を適用した。 D_{im} は混合気体中の拡散係数である。

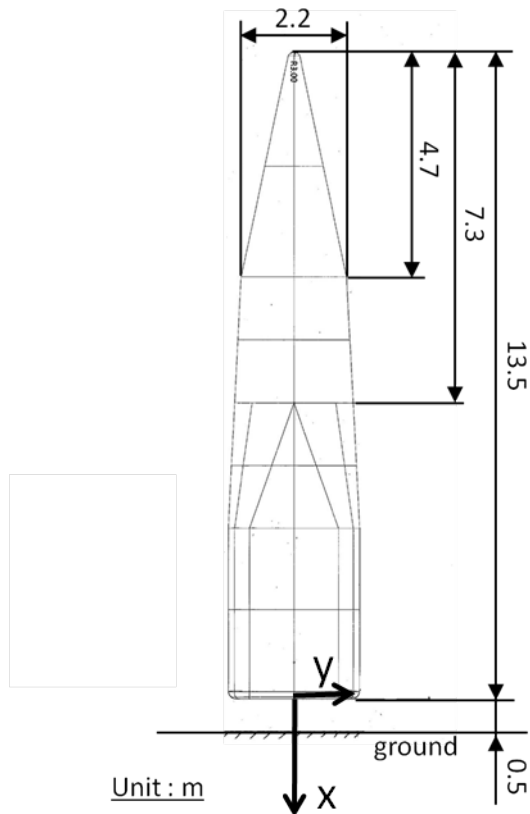
$$Y_i \tilde{U}_{ij} = -D_{im} \nabla Y_i \quad (4)$$

3. 解析条件

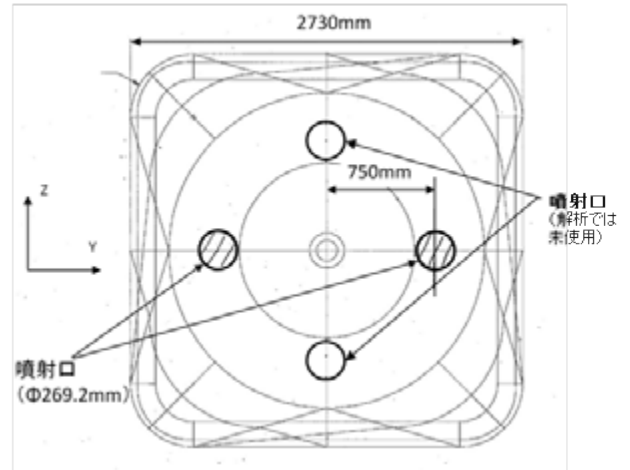
3. 1 機体形状および計算格子

解析対象である機体形状および解析条件について述べる。

まず、機体形状を Fig.1(a)(b) に示す。形状は、機体の上半分が円錐と円錐台の組み合わせ形状、下半分が正方断面形状（角部は R 形状、Fig.1(b) 参照）であり、それら上下部分が滑らかに結合したものとなっている。また、機体底面形状、エンジン取り付け位置（噴流の噴射位置）、噴射口の径は Fig.1(b) に示した通りである。



(a) Side view



(b) Rear view and outlet position of plume
Fig. 1 Configuration of body

計算格子は、JAXA/JEDIセンター内製の自動格子生成ツール LS-GRID¹⁰ で作成した直交・物体適合ハイブリッド非構造格子である。計算空間は x 方向（機軸方向、底面部 $x=0$ 基準）に $-95\text{m} \sim +0.5\text{m}$ 、y 方向、z 方向それぞれ $-100\text{m} \sim 0\text{m}$ 、 $0\text{m} \sim 100\text{m}$ とし、 $y=0$ 面、 $z=0$ 面を対称境界面として機体周り全体の 1/4 計算空間に対して解析を行った。計算セル数は約 750 万セルとなる。機体中央断面でみた格子配置の遠景図および近景図を Fig.2 に示す。

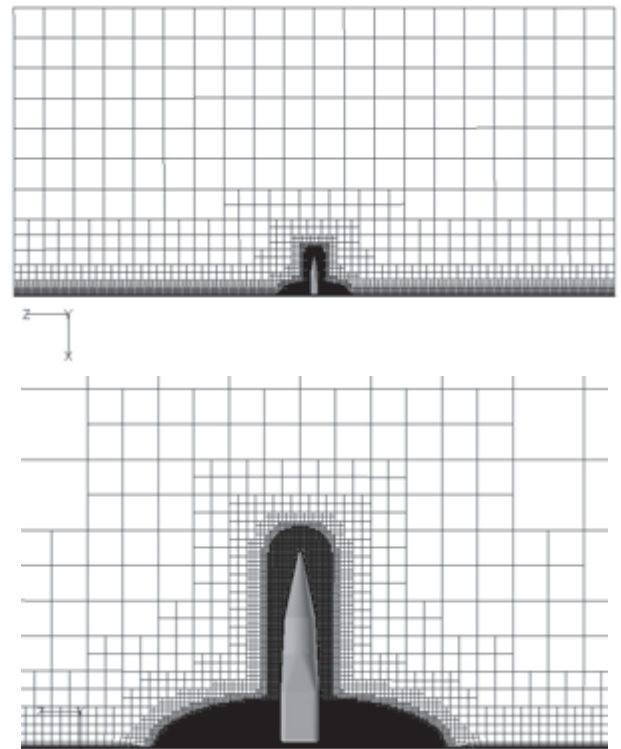


Fig. 2 Configuration of body and mesh

3. 2 気流条件

気流条件について述べる。

エンジンより噴出される噴流は、着陸態勢においては 4 基のエンジンの内 2 基のみを使用するものとし、Fig.1(b) に示す噴射口 2 か所を噴射境界として与えている。さらに、噴流の噴き出し条件は、実機ベースで推力レベル 40% およ

び 100% の条件を想定して、噴出口圧力、温度、マッハ数を与えた。なお、噴出ガスは H₂O、雰囲気ガスは空気 (N₂、O₂) とした。雰囲気は標準大気条件 (P= 1.01325E5Pa, T=293.15K) とした。Table.1 に各推力レベルに対応した噴流の噴き出し条件を示す。また、乱流プラントル数、乱流シュミット数はそれぞれ 0.89、0.67 とした。

Table.1 Plume conditions

推力レベル	40%	100%
圧力(Pa)	3.40E+04	7.12E+04
温度(K)	2033	2074
密度(kg/m ³)	3.62E-02	7.44E-02
γ	1.19	1.189
C _p (J/kg/K)	2881.5	2897.4
音速(m/s)	1056.6	1066.8
ノズル出口流速(m/s)	3103.4	3133.2

4. 結果と考察

4. 1 機体下面の衝突噴流構造

まず、推力レベル 40% 条件の解析結果をもとにエンジンからの噴流により生ずる流れ場について調べる。

Fig.3 は、機体周り (z=0 対称面) の圧力分布を示したものである。非定常解析の結果、噴流と地面との衝突により放出される圧力伝播の様子を確認することができる。

Fig.4 に、噴流近傍での温度分布と速度ベクトル場を示す。物理量はいずれも非定常解析結果の時間平均値である。図に示したように、機体底面より噴出された 2 対の噴流は直ちに地表面と衝突し、よどみ点近傍で加熱される。また、2 対の噴流は地表面に衝突後、地表面に沿った流れへと移行し、その後、それらの流れ同士の衝突により 2 次よどみ領域を形成している。図からは、これら 2 対の衝突噴流、機体底面、地表面の 3 つに囲まれた狭い空間内に高温ガスの循環領域が形成されているのが確認できる。Fig.5(a)(b)は、機体底面と地表面の間での 3 次元的な温度分布の広がりを示したものである。この図からも、高温の噴流からもたらされた高温ガスは 2 対の衝突噴流がもたらす 2 次流れに沿って広がっていく様子が確認できる。

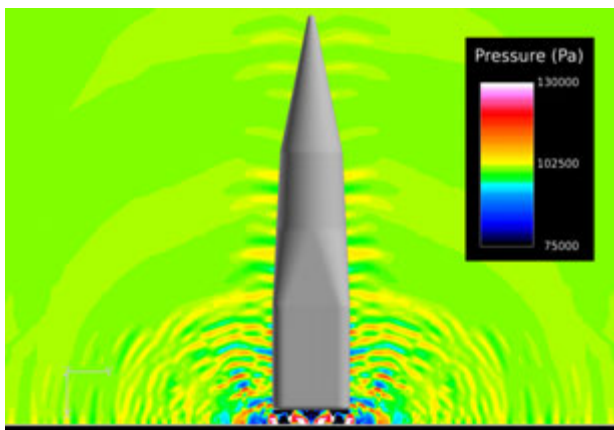


Fig. 3 Pressure distribution around the body

次に、噴流の内部構造を調べる。

Fig.6 は、噴流の中心軸を通る断面内での x 軸方向の流速分布を示したものである。ここで、y=0 は機体の中心位置に相当する。グラフに示す通り、噴流は機体底面から噴出直後、周囲の静止流体との間に強いせん断層を形成するようなハット型速度分布を有している。そして、地表面までの距離が短いため、十分な乱流遷移に移行する前に地表面

への衝突に至っている。Fig.7 は、噴流中心軸上の温度とマッハ数分布を示したものである。本解析条件 (推力レベル 40%) では、流れは約 0.1m のポテンシャルコア部を経たのち、圧縮、膨張過程を経て、地表面直前で衝撃波を通過、よどみ点では 3700K に達している。

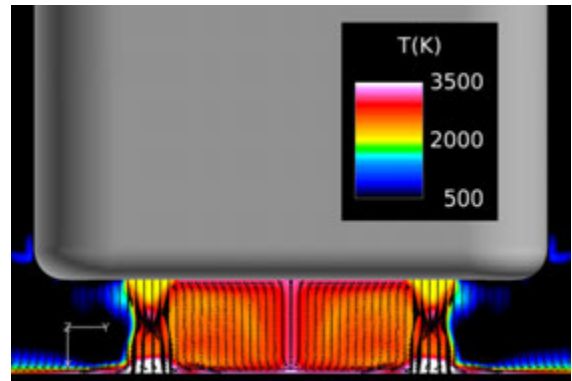
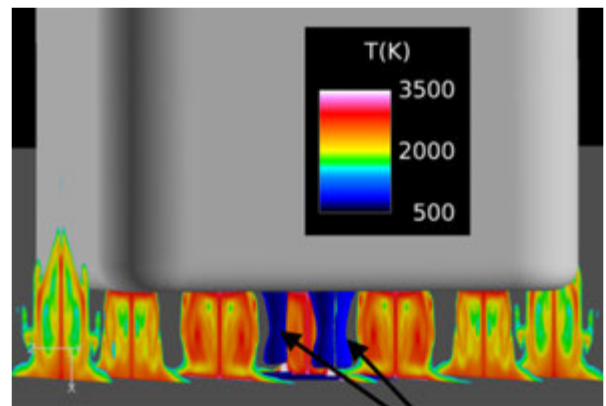
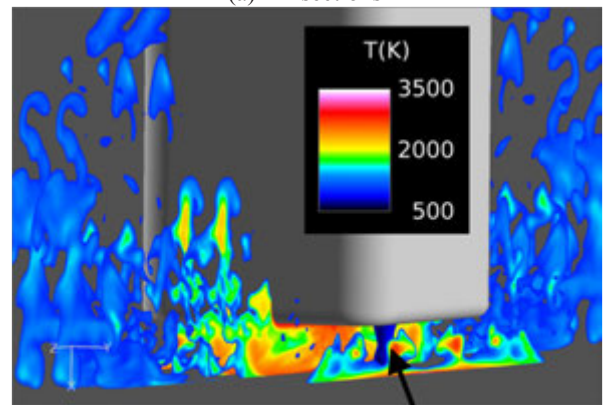


Fig. 4 Temperature and velocity vector field



噴流位置

(a) x-z sections



噴流位置

(b) x-y sections

Fig. 5 Temperature distributions

さらに、噴流の組成である水蒸気の循環領域内での分布状況を調べる。Fig.8(a)は水蒸気の質量分率と渦粘性の分布を示したものである。本解析では乱流シュミット数を 0.67 一定としており、結果的に渦粘性と同じオーダーで乱流拡散がもたらされることになる。しかし、循環領域内での流速は数十から数百 m/s であるのに対して、拡散速度は数 m/s のオーダーとなっており、水蒸気と空気の攪拌は主に

移流によりもたらされているものと考えられる。Fig.8(b)は各組成の質量分率、温度の分布を示したものであるが、噴流の循環領域内(y=0~0.6)で水蒸気の攪拌が進み、結果的に、空気との混合比率は質量比で約50%となっている。なお、温度に関しては2500K程度にまで上昇している。

ると推力レベルにより流れ場の様相が大きく変化しているのがわかる。特に、加熱量評価に影響する温度分布は、循環領域中心付近では大きく異なっている。

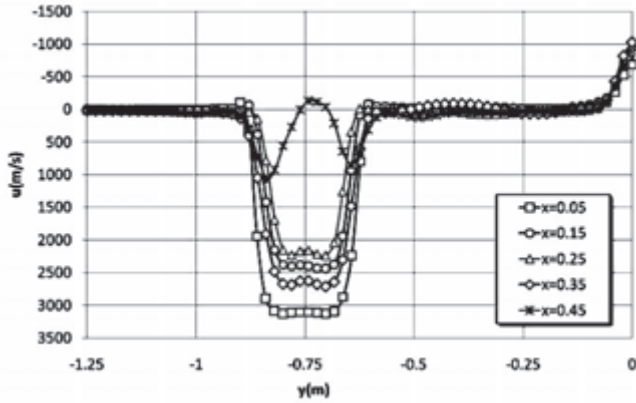


Fig. 6 Velocity distributions between base and ground
y=0 : symmetric section, y=-0.75 : plume center
x values : distance from body base

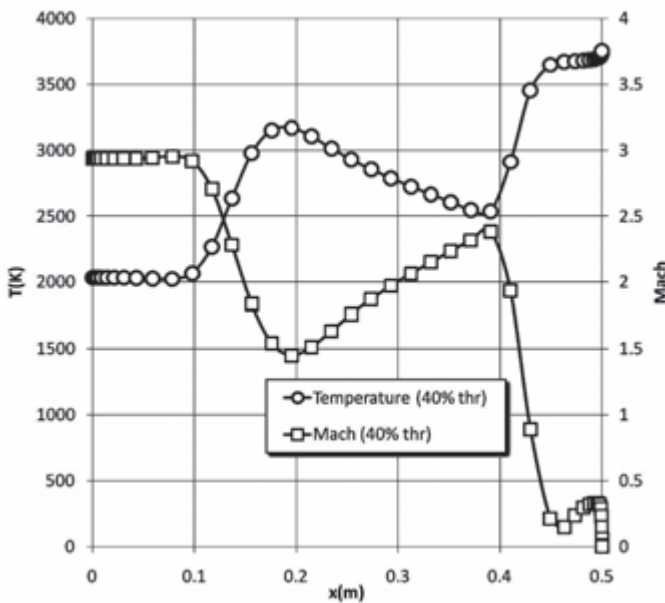


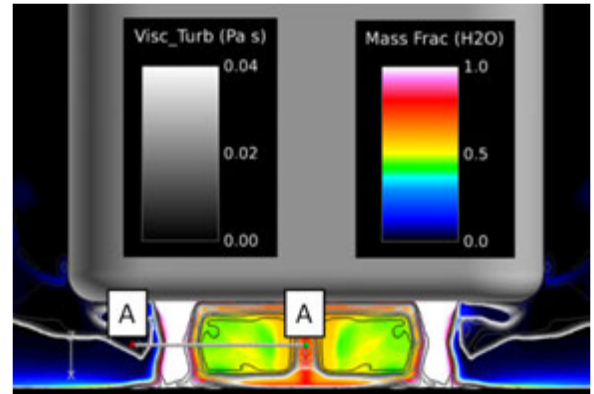
Fig. 7 Temperature and Mach number along plume axis

4. 2 推力レベルによる加熱量への影響評価

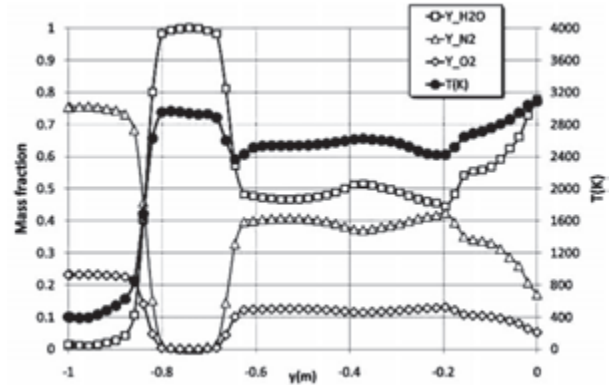
推力レベル40%と100%の各条件での解析結果を比較し、加熱量の影響を評価する。

Fig.9は噴流中心軸に沿った温度分布とマッハ数分布を推力条件で比較したものである。グラフから明らかなように、推力100%の結果は、推力40%の時に比較して、ポテンシャルコアが伸び、圧縮過程から直ちに衝撃波を経て一気に加熱される。なお、排出される噴流は、流速、温度ともほぼ同等で圧力(および相当する密度)のみが異なるという条件であるため、単位質量あたりの総エンタルピー量に大きな差がない。このことから推測される通り、地表部よどみ点付近の温度は同等の値(3500~3600K)を示しているのがわかる。

次に、前節と同様に機体底面と地表面間の循環領域での流れ場について比較する。Fig.10は、推力100%での機体下面-地表面間の温度場および速度ベクトル場(いずれも時間平均場)である。Fig.4に示した分布(推力40%)と比較す



(a) Mass fraction of H2O and eddy viscosity



(b) Mass fraction along line A-A
Fig. 8 Mass fraction distributions

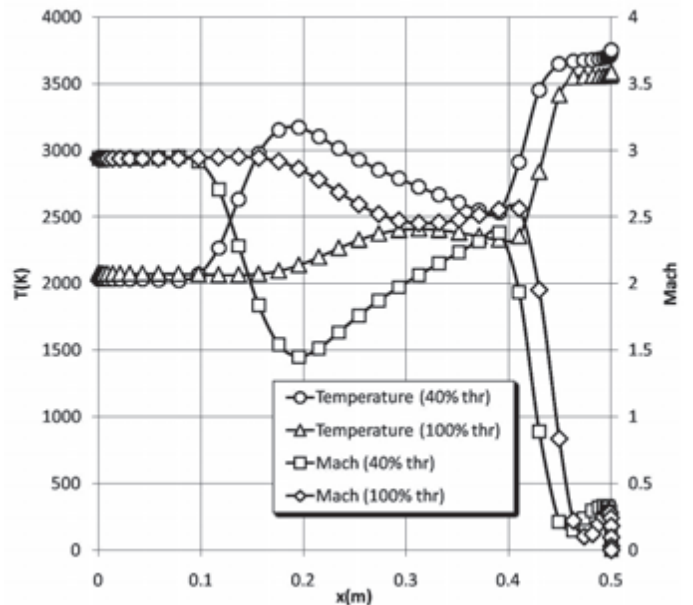


Fig. 9 Difference by thrust level (100% and 40%)
Temperature and Mach number along plume axis

先ず、噴流の地表面衝突後の状況を見ると、地表面に沿う流れ同士が衝突するよどみ点領域において、推力100%では圧縮により再加熱されている。この高温のガスは地表面に沿う流れの2次衝突によって生じた上昇流に沿って機体底面に達している。しかし、推力40%の場合に比べて循環領域の中心付近の温度の上昇がそれほど顕著ではない。

前節で述べたように、水蒸気の拡散速度のオーダーは数 m/s のレベルであり、推力条件の違いが拡散速度に大きく影響しているとは考えにくい。したがって、温度分布の違いは、3 次元的な流れの構造の違いに起因するものと推測される。

Fig.11(a)(b)は、機体底面と地表面間 ($x=0.2\text{m}$, $y=-0.2\text{m}$) の面内での流速ベクトルと、水蒸気の質量分率を比較したものである。図から明らかなように、推力 40% では、噴出口と対称面 ($y=0$) に挟まれる領域で、水蒸気が 3 次元的な渦構造によって攪拌されているのに対し、推力 100% では、局所的にはあるが、外部領域の空気が中心に向かって流れ込むような構造を持っているのがわかる。推力 100% での循環領域中心の低温部は、この流れ場の構造によってもたらされているものと推測される。

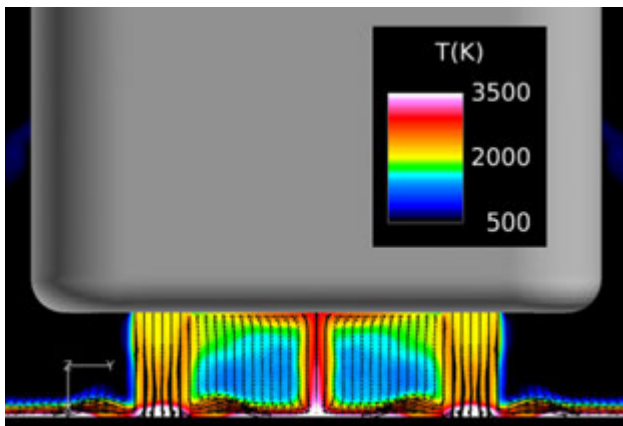


Fig. 10 Temperature and velocity vector field

5. 結論

任意多面体非構造圧縮性ソルバーLS-FLOW -RG を用いて、再使用観測ロケットの着陸時の噴流（エンジン 2 基を想定）の数値シミュレーションを実施した。解析結果から機体下面の加熱評価のための流れ場の特性として、以下のような結論を得た。

- 2 基のエンジンによりもたらされる 1 対の噴流は、地表面で衝突後、さらに噴流同士が機体の中心部で衝突し、機体底面と地表面の間に循環領域を形成するようになる。
- この循環は、噴流組成である高温の水蒸気の攪拌を促進し、機体と地表面の間で 2000K を超える高温領域をもたらすようになる。
- エンジン推力レベルによりもたらされる流れ場の変化は大きく、結果的に、機体下面の温度場に大きく影響することが定性的にとらえられた。

今回、再使用観測ロケット着陸時のブルーム加熱特性評価のための初期検討として流体シミュレーションによる流れ場、温度場の解析を行った。今後は反応の有無、実験との比較検証も含めて、さらなる加熱評価を行っていく予定である。

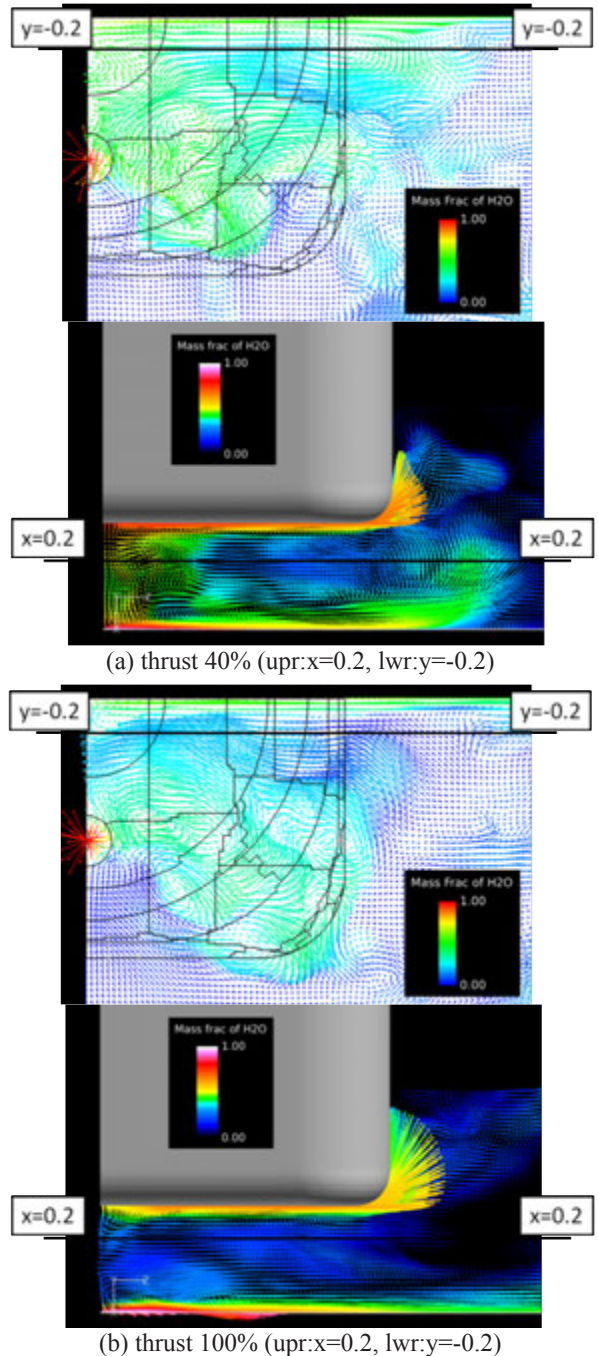


Fig. 11 Velocity vector and mass fraction of H2O

参考文献

- 1) 福田,久末, 西田,野中, 稲谷, "機体転回運動における再使用ロケットまわりの流れと空力特性," 第 54 回宇宙科学技術連合講演集, JSASS-2010-4185 (2010).
- 2) 山口,西田,新井,高橋, 藤井, 野々村, 稲谷, 野中, "細長飛翔体の大迎角時における非対称渦に関する研究," 第 54 回宇宙科学技術連合講演集, JSASS-2010-4185 (2010).
- 3) Kuzuu, K., Kitamura, K., Fujimoto, K., and Shima, E., "Numerical Flow Simulation of a Reusable Sounding Rocket during Turnover," AIAA 2011-3367 (2011).
- 4) Kuzuu, K., Kitamura, K., Fujimoto, K., and Shima, E., "Numerical analysis of dynamic characteristics of a reusable sounding rocket during turnover," Proc. The 28 International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Okinawa, June, 2011.

- 5) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Study on the Automated CFD Analysis tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles," FEDSM 2007-37128, Proc. 5th ASME/JSME Joint Fluid Engineering Conference, San Diego, California, July 2007.
- 6) Venkatakishnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," *Journal of Comp. Phys.*, Vol. 118, 1995, pp.120-130.
- 7) 嶋, " AUSM 族全速度スキームと前処理付き陰解法," 第22回数値流体力学シンポジウム, C7-4 (2008).
- 8) Wang, "A Quadtree-based adaptive Cartesian/ Quad grid flow solver for Navier-Stokes equations," *Computers and Fluids*, Vol.27, (1998), pp.529-549.
- 9) Spalart, Jou, Strelets, and Allmaras, "Comments of the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," *Advances in DNS/LES, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES*, (1997).
- 10) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Optimization- based Robust Feature Preserving Technique for Body-fitted Cartesian Grid Method," 10th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations (CD-ROM), Crete, Greece, September, 2007.