

# 界面捕獲法を用いた液体ロケットエンジン亜臨界圧燃焼流解析

谷洋海, 大門優, 梅村悠, 根岸秀世  
宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第三研究ユニット

## Interface Tracking Simulations of Liquid Rocket Engine Combustion at Subcritical Pressures

by  
Hiroumi Tani, Yu Daimon, Yutaka Umemura, Hideyo Negishi (JAXA)

### ABSTRACT

A feasibility study of the interface tracking simulations of liquid oxygen (LOX) and gaseous hydrogen (GH<sub>2</sub>) coaxial combustion at a subcritical pressure was conducted. To simulate the breakup and atomization of LOX core, CIP-LSM (Constrained Interpolation Profile based Level Set and MARS) that combined CIP-CUP (CIP-Combined Unified Procedure) method with the hybrid Level-set and MARS (Multi-interface Advection and Reconstruction Solver) method for volume tracking, was employed as a solver of the governing equations of fluids. The phase change rate on the surfaces between the multi-species gas and single-species liquid was calculated. To investigate the ignition process and flame holding mechanism, chemical reaction equations were solved with the detailed chemical mechanism of oxygen and hydrogen. Results suggested that this numerical approach can be a powerful method that provides the information on ignition, breakup and atomization of LOX core, and flame holding at the steady state of LOX/GH<sub>2</sub> coaxial combustion at subcritical pressures.

### 1. はじめに

わが国の H-IIA/B ロケットや次期基幹ロケット H-3 ロケットを始め, 多くの打ち上げロケットでは液体酸素(LOX)と液体水素(LH<sub>2</sub>)を推進剤とする液体ロケットエンジンを採用している. エンジン燃焼器へはポンプで加圧された極低温酸素と, 水素(GH<sub>2</sub>)を主とする燃料ガスが供給される. 通常, フェースプレートに数百本束ねた同軸型噴射器 (Fig. 1) の内管(LOX ポスト)から極低温酸素が噴射され, 内管と外管の隙間(スリット)から燃料ガスが相対的に高速で噴射される. 噴射器形状や配置の設計は, 燃焼効率/燃焼安定性/フェースプレート及び燃焼室壁への熱負荷を左右する重要な要素であるが, 経験則や燃焼試験のみに頼ると開発コストが削減できず, また物理現象の理解不足から不具合時の対策にも限界がある. そのため, 設計パラメタの感度を精度良く再現できる数値解析の活用が望まれる.

過去の研究[1-3]によって, LOX/GH<sub>2</sub> 同軸燃焼は燃焼圧によって様相が異なることが知られる. ロケット下段エンジンのように燃焼圧が酸素の臨界圧(5.04 MPa)を超える場合, 酸素は超臨界圧流体となり, 温度に対して密度や内部エネルギーなど熱物性が連続的に変化する. この特徴は混合過程に現れ, Fig. 1a に示すように乱流混合・拡散が支配的になると考えられている. 近年は連続性を考慮しつつ, 大きな熱物性変化も捉える手法を用いて超臨界同軸燃焼・非燃焼噴流を数値解析する試みが多く報告[4-7]されており, 噴射器数本であれば混合・燃焼過程の高精度予測が実現しつつある.

一方, ロケット上段エンジンのように燃焼圧が酸素の臨界圧以下, いわゆる亜臨界圧での LOX/GH<sub>2</sub> 同軸燃焼の数値解析には多くの課題が残る. 亜臨界圧燃焼は液体噴射であり, 自動車エンジンやガスタービンにも共通するが, これらに比べてロケットエンジンは液体酸素を噴射直後に均質に噴霧化することができず, Fig. 1b のように微粒化前の液柱酸素(LOX コア)から液塊/液糸/液滴が離脱・分裂していく過程も重要となる. 微粒化の他にも気液界面における熱物性不連続, 相変化, 化学反応が混在するマルチフィジクスとなる. 特に, 界面不連続/相変化は単一流体を仮定する超臨界圧流体の数値解析手法では物理的に矛盾無くかつロバストに計算することは困難である.

そのため, これまで亜臨界圧燃焼を対象とする数値解析では LOX コアの微粒化過程を追わず, 噴射器出口または仮の LOX コア領域から液滴群を計算領域に流入させる手法

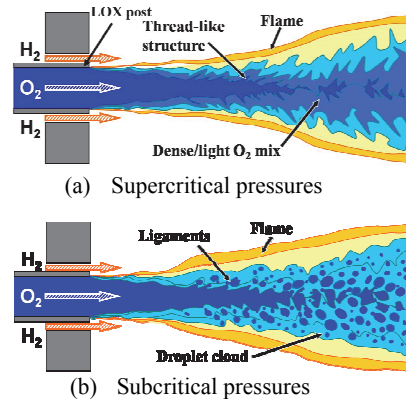


Fig. 1: Schematics of representation of cryogenic O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> coaxial injection.

を採用することが多い[8-10]. この手法では液滴は質点近似され, Lagrangian 追跡法で軌道が計算される. 流体方程式は気相のみに適用され, 液滴からの蒸発や運動量交換はソース項として考慮される. このモデルでは火炎形状を再現するために, 計算領域に流入させる液滴の平均粒径や径分布, 液滴蒸発モデルを噴射条件・噴射器形状ごとに予めチューニングを行う必要があり, 設計パラメタの感度を予測するには不向きであった.

本研究の目的はチューニングを要する解析モデルを極力避け, 亜臨界圧での LOX/GH<sub>2</sub> 同軸燃焼を噴射器近傍から無理なく解析できる手法を確立することである. 上述の通り, 課題は微粒化/相変化/化学反応の連成である. そこで本研究では近年, 相変化を伴う自由表面流の解析をロバストに実現している CIP-LSM 法(Constrained Interpolation Profile based Level Set and MARS)[11-14]に着目し, この手法に多成分熱物性, 化学反応を導入するアプローチをとった. この手法により, 亜臨界圧での LOX/GH<sub>2</sub> 同軸燃焼を噴射器近傍から再現できる可能性を考察した.

### 2. 解法手法

支配方程式は均質二相流の 2 次元 Navier-Stokes 方程式である.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \rho = -\rho \nabla \cdot \vec{u}, \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} = -\nabla p + \nabla : (\mathbf{T}_\nu + \mathbf{T}_\sigma), \quad (2)$$

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho (\vec{u} \cdot \nabla) e = -p \nabla \cdot \vec{u} + \dot{\Theta} \quad (3)$$

それぞれ  $\mathbf{T}_\nu$  は粘性応力テンソル,  $\mathbf{T}_\sigma$  は表面張力テンソルである。気液の区別には識別関数  $H_s$  の独立変数として導入し, その移流方程式を計算する。識別関数  $H_s$  が表す状態は下記である。

$$H_s = 0.5 \quad (\text{where } \phi > 0 : \text{liquid phase})$$

$$H_s = 0 \quad (\text{where } \phi > 0 : \text{liquid/gas interface}) \quad (4)$$

$$H_s = -0.5 \quad (\text{where } \phi < 0 : \text{gas phase})$$

ここで  $\phi$  は界面を基準とするレベルセット距離関数である。識別関数を用いると, 密度など混相の熱物性値は次のように計算される。

$$\rho = (0.5 - H_s)\rho_g + (0.5 + H_s)\rho_l \quad (5)$$

ここで局所熱・物質平衡を仮定すると, 各化学種保存式を加えた支配方程式は基礎量( $P, T, u, v, Y_i$ )として下記のように表される。

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\nabla p + \nabla : (\mathbf{T}_\nu + \mathbf{T}_\sigma) + (\vec{u}_g - \vec{u}_l) \dot{m} \delta_s, \quad (6)$$

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = -T \frac{\rho T}{\rho} \frac{Dp}{Dt} + \dot{\Theta}, \quad (7)$$

$$\frac{1}{\rho C_p^2} \frac{Dp}{Dt} = -\nabla \cdot \vec{u} - \frac{\rho T}{\rho} \frac{\dot{\Theta}}{\rho C_p} - \left( \frac{1}{\rho_g} - \frac{1}{\rho_l} \right) \dot{m} \delta_s, \quad (8)$$

$$\rho \frac{DY_i}{Dt} = \nabla \cdot \vec{J}_i + \dot{\omega}_i, \quad (9)$$

$$\dot{\Theta} = \{(\mathbf{T}_\nu + \mathbf{T}_\sigma) : \nabla\} \cdot \vec{u} - \nabla \cdot \vec{q} - \{h_g - h_l\} \dot{m} \delta_s \quad (10)$$

$m$  は相変化量である。相変化を伴う二相流では識別関数  $H_s$  は気相, 液相それぞれに対して次の二つの移流方程式を満たす。

$$\frac{\partial H_s}{\partial t} + \vec{u}_s \cdot \nabla H_s - \frac{\dot{m}}{\rho_g} \vec{n}_s \cdot \nabla H_s = 0, \quad (11)$$

$$\frac{\partial H_s}{\partial t} + \vec{u}_s \cdot \nabla H_s - \frac{\dot{m}}{\rho_l} \vec{n}_s \cdot \nabla H_s = 0 \quad (12)$$

上記の方程式の解法には姫野らを中心に開発された CIP-LSM 法を採用した。流体解析に CIP-CUP (CIP-Combined Unified Procedure) 法を用いて密度差のある不連続性を鈍らせずに移流させることが可能である。また, 界面捕獲法には距離関数  $\phi$  を用いて界面の形状を解析的に再現する Level-set 法と, MARS (Multi-interface Advection and Reconstruction Solver) 法を相互に補間する手法を用いて, 識別関数  $H_s$  の移流を計算する。

本計算では液相の密度・定圧比熱は圧力・温度による密度変化が無いとし, 熱伝導率・粘性係数も一定値を与えた。一方, 気相の熱物性は多成分理想気体の状態方程式を用いた。

CIP-LSM に組み込む単一流体の相変化計算法は梅村ら [11] によって提案されている。この手法により, 空間を離散的に扱う流体解析であっても相変化による急激な湧き出しを強制的に安定化させる必要がなく, ロバストに計算が可能となった。本研究ではさらに, 界面前後での物質拡散も考慮し, 多成分相変化まで拡張した。そのために, 気液界面前後で次の不連続条件をエネルギー及び質量保存式で満たすように相変化量  $m$  が計算される。

$$\dot{m}(h_g - h_l) = (\vec{q}_l - \vec{q}_g) \cdot \vec{n} \quad (13)$$

$$\dot{m}(Y_{g,i} - Y_{l,i}) = (\vec{J}_{l,i} - \vec{J}_{g,i}) \cdot \vec{n} \quad (14)$$

界面での熱物性は常に飽和温度であると仮定して計算した。飽和温度は雰囲気気圧と気相側の濃度から決まる分圧を用いて, Antoine の式から計算した。気液界面前後において, 気相側は多成分を許すが, 液相は溶け込みを無視し純粋な酸素であると仮定した。

化学反応計算は流体計算と分離し, 時間方向に交互に解き進める時間分離解法を採用した。このとき, 体積と内部エネルギーが一定と仮定した反応方程式を用いた。同軸火炎の数値解析では拡散火炎が主であり, 計算コストを低減するため, Flamelet モデルを用いられることが多い。しかし, 噴

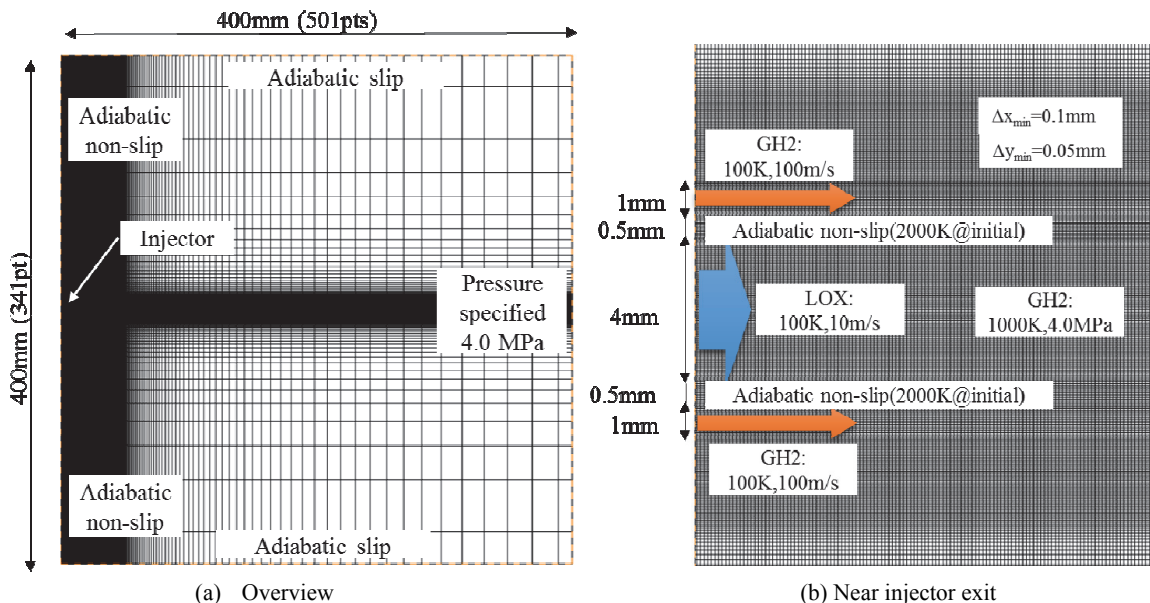


Fig. 2: Flow configuration and boundary conditions of LOX/GH2 coaxial combustion.

Table 1: Injection conditions.

	LOX	GH <sub>2</sub>
Pressure, MPa		4.0
Temperature, K	100.0	100.0
Density, kg/m <sup>3</sup>	1100	9.68
Velocity, m/s	10	100
Mixture ratio (O/F)		22.7
Momentum flux ratio (O/F)		1.1

射器近傍では LOX の微粒化や相変化を伴うため、LOX ポスト直後から拡散火炎が形成される保障はなく、予混合火炎の混在する可能性がある。そこで、化学反応機構には高圧条件においても検証された 8 化学種 29 素反応の詳細反応機構 [15] を縮退せずに採用した。反応方程式の時間積分には強力かつ高速で時間刻みを大きくとれる陰解法 VODE 法 [16] を用いた。

3. 解析条件

計算領域と格子の概要を Fig. 2 に示す。本稿では Fig. 2b に示す寸法と同軸噴射器を使用し、特定のエンジンの噴射器を想定していない。噴射条件は Table 1 に示した。燃焼圧は H-IIA ロケット LE-5B エンジンと同程度の 4.0MPa であり、酸素の臨界圧以下である。二次元計算であるため、相対的に LOX 流量が大きくなり、混合比が一般的なエンジンよりも大きい。境界条件は Fig. 2 に示す通りである。計算初期においては着火を誘導するため、LOX ポストの壁面を 2000 K 一定とし、着火後は断熱壁とした。非燃焼解析では計算開始時から LOX ポストは断熱壁とした。また、計算開始時の計算領域は高温の水素ガスが充満している状態とした。

計算格子は X-Y 軸方向にそれぞれ 501 点×341 点の構造格子を用いた。噴射器近傍の格子は等間隔格子であり、格子幅は X 方向に 0.1 mm, Y 方向に 0.05mm である。計算格子は噴射器下流 X=40 mm まで密な格子を使用しており、それよりも下流はバッファ領域として伸長した。

4. 解析結果

Fig. 3 は噴射開始直後から着火に至るまで時系列に並べた温度分布である。図中の黒色領域は距離関数が正值、つまり液体領域を可視化したものである。高速の GH<sub>2</sub> が先行して噴射され、LOX コアの成長が始まる。Fig. 3a, 3b に示すように、着火に至る火種は LOX コア先端の上下に形成される巻き込み渦で反応が始まることで生じた。着火後は火炎が伝播し、上流へは LOX ポストまで達する。

Fig. 4 は火炎が定常に達したと判断した時刻での温度、流れ方向速度、質量分率の瞬時分布である。LOX 噴孔高さ 4 mm の 2 倍程度下流付近から LOX コアの分裂が顕著となる。LOX コア表面は LOX ポスト直後では安定しており、GH<sub>2</sub> との速度せん断による不安定化は顕在化しなかった。一方、GH<sub>2</sub> ジェットがその終端付近で不安定化し、蛇行し始めることで、LOX コア表面の不安定性が増大している様子が見られる。これが LOX コアの微粒化に大きく寄与すると考えられる。GH<sub>2</sub> ジェットは火炎に阻まれることで、LOX コアから離れる方向に流れる。OH, O<sub>2</sub> 分布からわかるように、火炎面は LOX コア表面に非常に近いところに存在しており、蒸発した GO<sub>2</sub> は即座に燃焼していると言える。Fig. 5 は

LOX ポスト近傍の温度分布に流線を表示した図である。

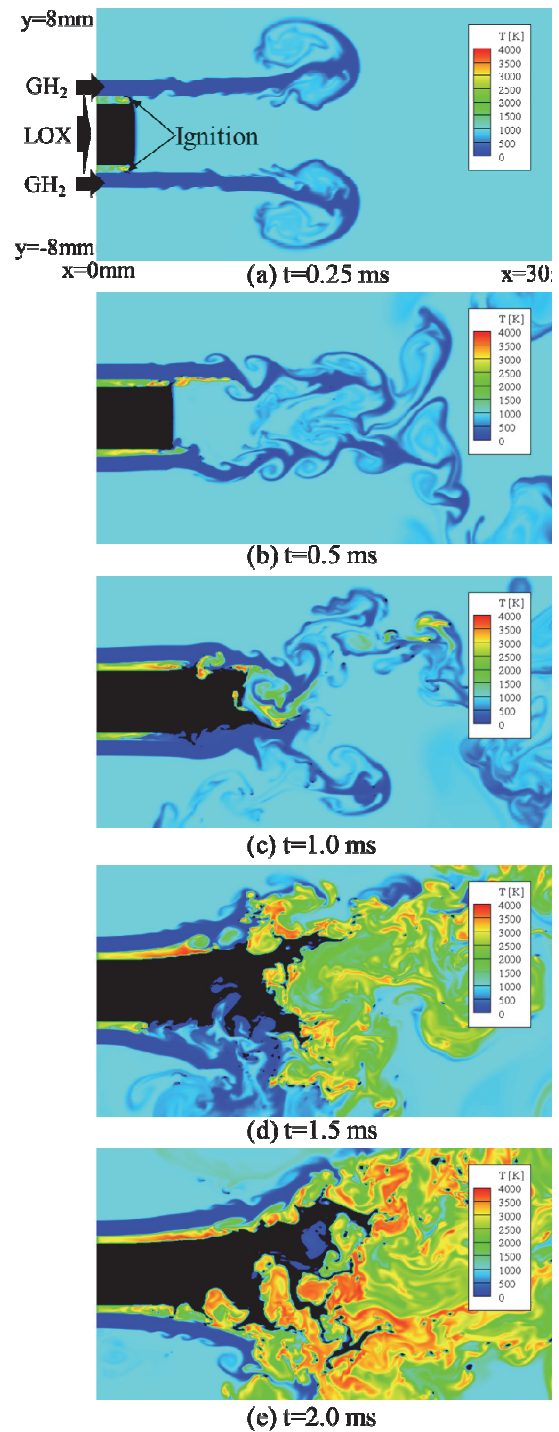


Fig. 3: Time-history contours of temperature during ignition and flame propagation.

LOX ポスト付近には再循環領域が形成されており、過去研究に報告されている通り、保炎メカニズムに寄与していると思われる。

以上より、従来の Lagrangian 追跡法をベースとする燃焼解析法では再現できなかった着火、LOX コア不安定・分裂過程、保炎機構について考察できることがわかり、本研究の

アプローチは亜臨界圧下の LOX/GH<sub>2</sub> 同軸燃焼の新たな解析手法として期待できることがわかった。

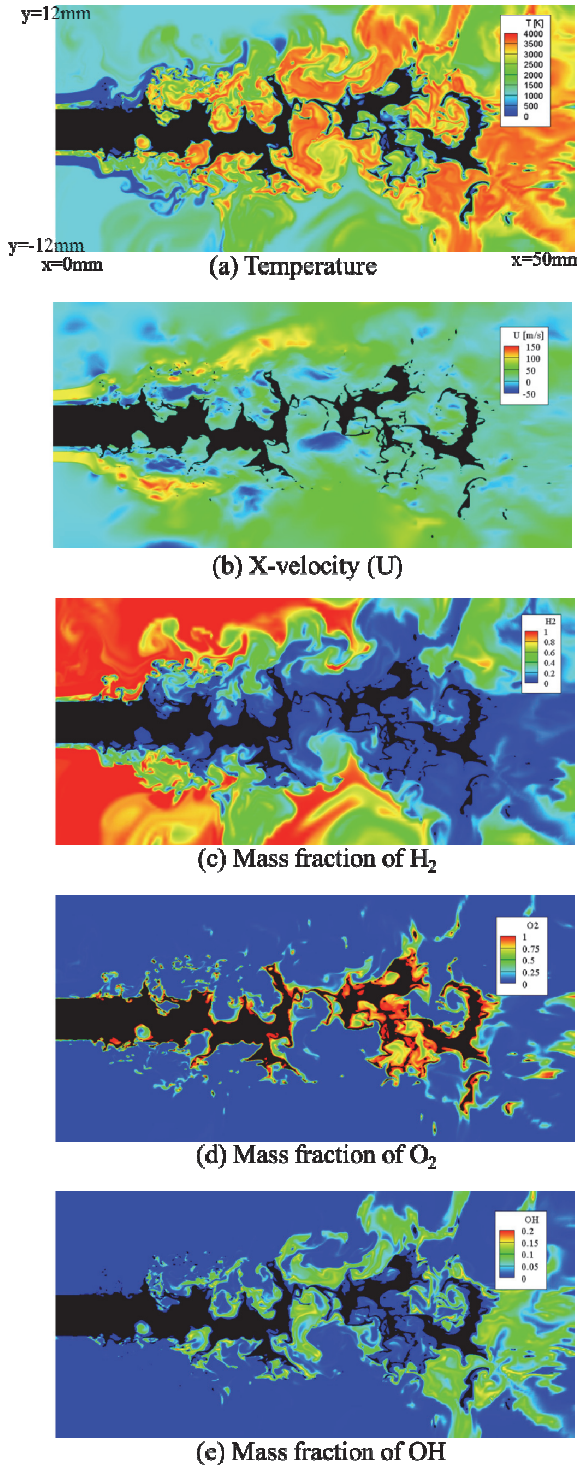


Fig. 4: Instantaneous contours at the steady state.

5. おわりに

亜臨界圧下の LOX/GH<sub>2</sub> 同軸燃焼を対象に、気液界面不連続性をロバストに計算する CIP-LSM 法を用いて微粒化/相変化を、化学反応方程式を解くことで化学反応を考慮した数値解析手法の可能性を検討した。2次元 LOX/GH<sub>2</sub> 同軸

燃焼を計算したところ、従来の Lagrangian 追跡法をベースとする燃焼解析法では再現できなかった着火、LOX コア不

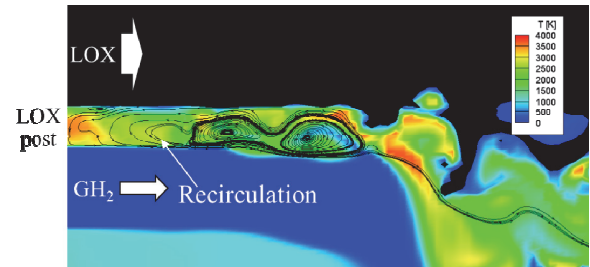


Fig. 5: Recirculation region in the downstream of the LOX post lip.

安定・分裂過程、保炎機構について考察できることがわかった。

LOX コア不安定は LOX ポスト直後の速度せん断よりも GH<sub>2</sub> ジェット自身の不安定化が大きく寄与していると考えられる。LOX コアの不安定性は分裂を誘導する。火炎面は LOX コア表面近傍に存在し、蒸発した GO<sub>2</sub> は即座に燃焼していると思われる。保炎については LOX ポスト下流の再循環領域が重要な役割を担っていると考察された。

記号

$t$	=	time [s]
$X, Y$	=	streamwise and transverse coordinates of computational domain [m]
$T$	=	temperature [K]
$P$	=	pressure [MPa]
$\rho$	=	density [kg/m <sup>3</sup> ]
$e$	=	internal energy [J/kg]
$h$	=	enthalpy [J/kg]
$Hs$	=	Heaviside function [-]
$q$	=	heat flux [W/m <sup>2</sup> ]
$J$	=	mass flux [kg/m <sup>2</sup> ]
$\omega$	=	reaction rate [kg/s]
$m$	=	amount of phase change [kg/m <sup>2</sup> /s]
$u$	=	velocity [m/s]
$\Pi$	=	stress tensor [N/m <sup>2</sup> ]
$\Phi$	=	Level-set function [m]
$D$	=	diameter of droplets [m]
Subscripts		
$g$	=	gas phase
$l$	=	liquid phase

参考文献

- 1) Oschwald, M., Smith, J. J., Branam, R., Hussong, J., Schik, A., Chehroudi, B. and Talley, D., (2006) Injection of Fluids into Supercritical Environments, *Combust. Sci. and Tech.*, Vol. 178, pp.49-100.
- 2) Mayer, W. and Tamura, H., (1996) Propellant Injection in a Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Engine, *J. Prop. & Pwr.*, Vol. 12, No.6, pp.1137-1147.
- 3) Dahms, N., R., and Oefelein, J., C., (2015) Atomization and Dense-Fluid Breakup Regimes in Liquid Rocket Engines, *J. Propulsion and Power*, 31 (5), pp.1221-1231.
- 4) Matsuyama S, Shinjo J, Ogawa S, Mizobuchi Y (2010) Large Eddy Simulation of LOX/GH<sub>2</sub> Shear-Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure. AIAA Paper 2010-5227, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, July 4-7.

- 5) 大門優, 清水太郎, 森井雄飛, 根岸秀世, 川島秀人, (2016) GH2/LOX ロケット燃焼器の局所熱流束評価, 第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム.
- 6) Matheis, J., Muller, H., Lenz, C., Pfitzner, M., Hickel, S., (2016) Volume Translation Methods for Real-Gas Computational Fluid Dynamics Simulations, *J. Supercritical Fluids*, Vol. 107, pp. 422-432.
- 7) Terashima H, Koshi M (2014) Numerical Study on Mixing Characteristics of Coaxial Cryogenic N<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> Injection under Supercritical Pressure. AIAA Paper 2014-0307, 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland, January 13-17.
- 8) Wennerberg, D., Knab, O., (2001) Effective Calculation of Multiphase Flow Fields in Liquid Rocket Thrust Chambers, AIAA 2001-3407, 37<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 8-11, Salt Lake City, UT.
- 9) Negishi, H., Kumakawa, A., Yamanishi, N., Kurosu, A., (2008) Heat Transfer Simulations in Liquid Rocket Engine Subscale Thrust Chambers, AIAA Paper 2008-5241, 44<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 21-23, Hartford, CT.
- 10) Izard, J. F., Mura, A., (2011) Lagrangian Modeling of Turbulent Spray Combustion: Application to Rocket Engines Cryogenic Combustions, *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 2, pp. 207-224.
- 11) Umemura, Y. and Himeno, T. and Watanabe, T., (2013) Numerical Analysis of Boiling Flow in Surface-Tension-Dominated Environment, AIAA Paper 2013-3843, 49<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 14-17, San Jose, CA.
- 12) Himeno, T. and Negishi, H. and Nonaka, S. and Inoue, C. and Watanabe, T. and Uzawa, S., (2010) Numerical Analysis of Free-surface Flows under Various Conditions in Acceleration, *Transaction of the Japan Society of Mechanical Engineers*, B76(765), pp.778-788.
- 13) Himeno, T. and Watanabe, T. and Konno, A., (1999) Numerical Analysis of Two-phase Flow Behavior in a Liquid Propellant Tank, AIAA 99-2177.
- 14) Himeno, T. *Proceeding of the conference on computational engineering and science*, 13 (2), pp.789-792.
- 15) Shimizu, K., Hibi, A., Koshi, M., Morii, Y., Tsuboi, N., (2011) Updated Kinetic Mechanism for High-Pressure Hydrogen Combustion, *J. Propulsion and Power*, Vol. 27 (2), pp.383-395.
- 16) Brown, P. N., Byrne, G. D. and Hindmarsh, A. C., (1989) Vode: A Variable Coefficient ODE Solver, *SIAM J. on Sci. and Statistical Comput.*, 10 (5), pp.1038-1051.