

ハイブリッドロケットエンジン用再生冷却ノズルの数値解析

木村 永翔^{*1,*2}, 北川幸樹^{*1}, 嶋田 徹^{*1}

Numerical simulation of regenerative cooling path for hybrid rocket engine

Nobuhiro Kimura ^{*1,*2}, Koki Kitagawa ^{*1}, Toru Shimada ^{*1}

ABSTRACT

As for hybrid rockets, injection of liquid oxygen or gas oxygen at lower temperature makes lower regression rate than gas oxygen at normal temperature. So the system to vaporize liquid oxygen efficiently before injection is needed and one of the adaptable methods is the usage of a regenerative cooling nozzle. But in the regenerative cooling path, phase change of oxygen occurs and its phenomenon is too complicated. So for the better design of hybrid rockets with the regenerative cooling nozzle, the numerical simulation using gas-liquid two-phase local homogeneous medium model is tried.

Keywords: hybrid rocket, regenerative cooling, two-phase flow, homogeneous medium model

概要

ハイブリッドロケットエンジンにおいて、液体もしくは気体の酸素の低温状態での噴射は、常温の気体酸素を用いた場合と比べて低い燃料後退速度を生じる。そこで、噴射の前に液体酸素の効率的な気化を行うシステムが必要であり、方法の一つに再生冷却ノズルの使用がある。しかし、再生冷却路において、酸素は状態変化を伴い、現象が複雑である。そこで、再生冷却ノズル付のハイブリッドロケットのよりよい設計のために、気液二相流の均質モデルを用いて数値計算を試みる。

1. はじめに

ハイブリッドロケットが抱える最重要の問題の一つに、境界層燃焼であるため燃料後退速度が小さいというものがある。Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine (SOFT HRE)¹⁾と呼ばれる旋回方向に酸化剤を噴射することで、燃焼ガスの旋回の流れを作り、境界層を薄くすることで燃料後退速度を上げる仕組みが提案されている。

しかし、その燃料後退速度が、液体酸素を用いた場合、気体の酸素を用いた場合よりもはるかに小さくなることが報告されている²⁾。つまり、液体酸化剤の噴射前に、液体酸化剤を気化することの必要性が示唆される。だが、再生冷却ノズルでの再生冷却熱で、液体酸素を燃焼室に噴射する前に気化した場合でも、気化した常温よりも低い温度の酸素では、常温の酸素を直接噴射した場合よりも燃料後退速度が小さくなることが報告されている。これらのことから燃料後退速度と、酸素の状態や温度には関連がある。よって、再生冷却ノズルをもちいたハイブリッドロケットエンジンの設計を行う場合、燃料後退速度の正確な予測には、再生冷却後の酸素の温度の正確な予測が必要とされる。

しかし、上記の再生冷却ノズル付のSOFTの実験において再生冷却路での伝熱計算を一次元で、気液界面を扱わずに解いたところ、気化した酸素の温度は大きくずれた³⁾。そこで、この研究では、亜臨界圧下で再生冷却後の酸素の温度の精度の高い予測を可能とする計算手法の確立を目的とする。計算では気液二相流のモデルで、最もシンプルな均質モデル⁴⁾を用いる。

2. 方法

均質モデルでは、気液二相媒体中の微小体積要素内に無数の限りなく微細な気泡粒子あるいは液滴粒子が均質に分布すると仮定する。高速気液二相流動の解析には、気液界面の高速かつ複雑な形状変化や、気相中および液相中の圧力伝播を表現できる気液二相局所均質媒体モデルを用いた手法を用いる。

気液二相媒体のモデリングでは、気液混相媒体を局所に有限なボイドを有する均質な擬似単相媒体として扱う。気液二相媒体の状態方程式は次のように表せる。添え字 l, g は、それぞれ液相と気相を表す。液相の温度に関する一次式で近似された Tamman の状態方程式と、気体の状態方程式の連立から、気液二相媒体の状態方程式は求められた。圧力 P と温度 T は気相液相間で、平衡を仮定している。

$$\rho = \frac{P(P+P_c)}{k_l(1-Y)P(T+T_0)+R_gY(P+P_c)T} \quad (1)$$

ρ : 混合密度 [kg/m³]

P_c : 液相の圧力定数 [MPa]

T_0 : 液相の温度定数 [K]

Y : 気相の質量分率 [-]

気液二相媒体の単位体積当たりの全エネルギー e は、

$$e = (\rho C_{pm} T - P) + \rho h_{0m} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \quad (2)$$

C_{pm} : 気液二相媒体の定圧比熱

h_{0m} : 気液二相媒体の生成エンタルピー

Navier Stokes 方程式については、下記に示す。ここで、 Q は保存量ベクトル、 E, F, G は対流項、 E_v, F_v, G_v は粘性項である。 S は相変化、 S_{sf} は表面張力を表す生成項ベクトルである。また、第一式は混合相の質量保存の式、第二から第四式は運動量保存の式、第五式はエネルギー保存の式、そして第六式は気相の質量保存の式である。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E-E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F-F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G-G_v)}{\partial z} = S + S_f \quad (3)$$

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e, \rho Y]$$

$$E = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, (e+p)u, \rho Yu]$$

$$F = [\rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, \rho vw, (e+p)v, \rho Yv]$$

$$G = [\rho w, \rho wu, \rho wv, \rho w^2 + p, (e+p)w, \rho Yw]$$

$$E_v = [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, (\tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w) + k_m \frac{\partial T}{\partial x}, 0]$$

$$F_v = [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, (\tau_{yx}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w) + k_m \frac{\partial T}{\partial y}, 0]$$

$$G_v = [0, \tau_{zx}, \tau_{zy}, \tau_{zz}, (\tau_{zx}u + \tau_{zy}v + \tau_{zz}w) + k_m \frac{\partial T}{\partial z}, 0]$$

$$S = [0, 0, 0, 0, 0, \dot{m}]$$

$$S_{sf} = [0, (F_{sf})_1, (F_{sf})_2, (F_{sf})_3, 0, 0]$$

$$\tau_{i,j} = \mu_m \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right)$$

粘性横領 $\tau_{i,j}$ 、気液二相媒体の見かけの粘性係数、および熱伝導係数は次のように定義している。

$$\tau_{i,j} = \mu_m \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right) \quad (4)$$

$$\rho Y = \alpha \rho_g = \alpha \frac{P}{RT} \quad (5)$$

$$\mu_m = (1 - \alpha)(1 + 2.5\alpha)\mu_l + \alpha\mu_g \quad (6)$$

$$k_m = (1 - \alpha)k_l + \alpha k_g \quad (7)$$

α : 気相の体積分率(ボイド率)

表面張力ベクトル S_{sf} は、CSF モデルにより評価した⁵⁾。これにより、面積力である表面張力を体積力に変換する。

$$F_{sf} = K_{sf} \sigma_{sf} \mathbf{n} \delta_s \quad (8)$$

$$\mathbf{n} = \frac{\nabla \alpha}{|\nabla \alpha|}, \delta_s = |\nabla \alpha| \quad (9)$$

$$K_{sf} = -(\nabla \cdot \mathbf{n}) = -\left(\nabla \cdot \frac{\nabla \alpha}{|\nabla \alpha|}\right) \quad (10)$$

K_{sf} : 界面曲率 [1/m]

σ_{sf} : 表面張力係数 [N/m]

\mathbf{n} : 境界面での法線ベクトル [-]

相変化量(気相の連続式の生成項)については、気液界面では、圧力が飽和気圧以下まで低下した際に蒸発が生じ、飽和蒸気圧より高いと凝縮が生じるとした。

$$\dot{m} = \begin{cases} \dot{m}^+ & (P < P_v) \\ \dot{m}^- & (P > P_v) \end{cases} \quad (11)$$

$$\dot{m}^+ = \frac{c_c c_a (\alpha(1-\alpha))^2}{\sqrt{2\pi R_v T}} \left(\frac{P_l}{P_g}\right) (P_v - P) \quad (12)$$

$$\dot{m}^- = \frac{c_c c_a (\alpha(1-\alpha))^2}{\sqrt{2\pi R_v T}} (P_v - P) \quad (13)$$

P_v : 飽和蒸気圧 [MPa]

3. 今後の予定

今回設定した式の解き方を決定し、数値計算で得られたデータと再生冷却ノズル付ハイブリッドロケットの燃焼試験を行い得られた実験データを比較する。流路の計算について、最も簡単な準一次元流から始め、実験結果とずれが生じた場合

- (1) メッシュの細かさを上げていき、計算精度を上げる
- (2) 乱流モデルの適応を考える

4. 参考文献

- 1) Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T., and Yamamoto, K., "A Technique for Improving of Hybrid Rocket Engines the Performance," *35th ALAA/ASME/SAEASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, California: AIAA, 1999.
- 2) Kitagawa, K., Sakurazawa, M., Yuasa, S., "Combustion Characteristics of a Swirling LOX Type Hybrid Rocket Engine", *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.54, 2006, pp. 242-249.
- 3) Kitagawa, K., Sakurazawa, M., Yuasa, S., "Combustion Experiment to Evaluate a LOX Vaporization Nozzle for a Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine with a 1500N-Thrust", *Aerospace Technology Japan*, Vol.6, 2007, pp. 47-54.
- 4) Okuda, K., and Ikohagi T., "Numerical Simulation of Collapsing Behavior of Bubble Clouds", *JSME Ser. B.*, Vol. 62, 1996, pp. 3792-3797.
- 5) Brackbill, J. U., Kothe, D. B. and Zemach, C., A Continuum Method for Modeling Surface Tension, *J. Comp. Phys*, Vol.100, 1992, pp.335-354.

*1 ISAS/JAXA (宇宙科学研究所/宇宙航空研究開発機構)

*2 The University of Tokyo (東京大学)