

ダクテッドロケットエンジンの第 2 次燃焼室内流れの数値解析

Numerical Analyses in the Secondary Combustion Chamber of the Ducted Rocket Engine

○ 菊本 浩介, 東京農工大学大学院, 〒 184-8588 小金井市中町 2-24-16, E-mail: kikumoto@star.cad.mech.tuat.ac.jp
Kousuke KIKUMOTO, Dept. of Mech. Systems Eng., Tokyo Noko Univ., Koganei, Tokyo 184-8588, JAPAN

A ducted rocket engine is one of the air-breathing engines. The thrust is obtained by mixing the combustible material that generated in the primary combustion chamber with the air and re-burning them in the secondary combustion chamber. To improve the engine performance, it is important to grasp the mixing and combustion characteristics in the secondary combustion chamber. In the present study, the mixing and re-burning are numerically simulated under the thin layer approximations. Computations are performed in the cases of 2 and 4 intakes. The effects of the inlets on the mixing and the re-burning processes are explained.

1. 概要

飛しょう体にもっとも一般的に用いられている推進装置であるロケットエンジンは、構造が簡単である。このエンジンは、燃料の燃焼に必要な酸化剤を内蔵しているため、およそ 20% の燃料に対して、80% の酸化剤を必要とする。そのために、ターボジェットエンジンと比較して、ロケットエンジンの燃料消費率は大きいことがわかって

いる。推進装置の性能向上のために、酸化剤に空気中の酸素を用いるエアブリージングエンジンの研究開発が進められている。このエンジンでは、空気の圧縮にはターボジェットとは異なり、およそマッハ 2 以上の速度領域で発生するラム圧縮効果を利用している。

Fig.1 に示したダクテッドロケットエンジン⁽¹⁾は、エアブリージングエンジンの 1 種であり、機体外面上に取り付けられた、超音速空気流を取り込み圧縮する空気取入口、推進の不完全燃焼を利用して可燃性物質を発生させる第 1 次燃焼室、可燃性物質と空気との混合・再燃焼を行う第 2 次燃焼室、及び燃焼ガスを排気し推力を得るノズルの 4 つの構成要素に大きく分類される。

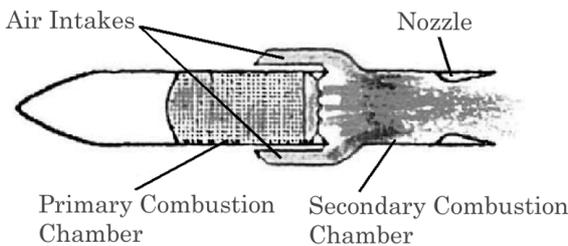


Fig. 1: Ducted Rocket Engine for Missiles

同じくエアブリージングエンジンの 1 種であるラムジェットエンジンの燃焼室では、取り込んだ空気流に壁面から燃料を噴射し、混合・燃焼を実施する。それに対して、本研究で解析するダクテッドロケットエンジンの第 2 次燃焼室では、第 1 次燃焼室において発生した可燃性物質流に、壁面から空気を噴射し、混合・再燃焼を行う。

エンジンの安定した作動のためには、空気取入口や第 1 次燃焼室の研究とともに、第 2 次燃焼室内での流れの様子を把握することが重要である。そこで本研究では、空気取入口の個数や配置を変化させた場合の第 2 次燃焼室内の燃料と空気の混合及び燃焼について、流れ場の数値解析を実施し、空気取入口が第 2 次燃焼室に及ぼす影響を中心とした燃焼特性を調べた。この結果を以前に実施した化学反応を考慮しない、第 2 次燃焼室内の混合のみの数値解析結果⁽²⁾と比較し考察する。

2. 計算法

ここでは、本研究で使用した、乱流モデルに $q-\omega$ モデル⁽³⁾を用いた、流れ場の数値解析プログラムコードに関する計算法について説明する。第 2 次燃焼室内の混合及び燃焼を解析するためには、各成分ごとに分れた混合気体 (複数化学種) の圧縮性 Navier-Stokes 方程式の数値計算が必要である。本研究では、 $H_2, O_2, N_2, H, O, OH, H_2O$ の 7 化学種を考慮した。以下の方程式中の状態量は、燃焼室入口から流入する燃料流の値で無次元化されている。

2.1 支配方程式

乱流特性の輸送方程式と連成した、3 次元曲線座標系における、7 化学種薄層近似圧縮性 Navier-Stokes 方程式は、次のようになる。⁽⁴⁾

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \frac{\partial G_v}{\partial \zeta} + S$$

ここで

$$Q = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho_1 \\ \vdots \\ \rho_7 \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho q \\ \rho \omega \end{pmatrix}, E = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho_1 U \\ \vdots \\ \rho_7 U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ U(e + p) \\ \rho q U \\ \rho \omega U \end{pmatrix},$$

$$F = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho_1 V \\ \vdots \\ \rho_7 V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ V(e + p) \\ \rho q V \\ \rho \omega V \end{pmatrix}, G = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho_1 W \\ \vdots \\ \rho_7 W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ W(e + p) \\ \rho q W \\ \rho \omega W \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G}_v = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho D m_1 X_{1,\zeta} \\ \vdots \\ \rho D m_1 X_{7,\zeta} \\ \mu m_1 u_\zeta + \mu m_2 \zeta_x \\ \mu m_1 v_\zeta + \mu m_2 \zeta_y \\ \mu m_1 w_\zeta + \mu m_2 \zeta_z \\ m_4 \\ (\mu_l + \mu_t / P_{r_q}) m_1 q_\zeta \\ (\mu_l + \mu_t / P_{r_w}) m_1 w_\zeta \end{pmatrix}, \mathbf{S} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \dot{w}_1 \\ \vdots \\ \dot{w}_7 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ S_q \\ S_w \end{pmatrix}$$

このとき以下の関係が成立する.

$$\begin{aligned} \rho &= \sum_{i=1}^7 \rho_i, \quad p = \sum_{i=1}^7 \rho_i \frac{\bar{R}}{M_i} T, \quad X_i = \frac{\rho_i}{\rho}, \\ e &= \sum_{i=1}^7 \rho_i h_i - p + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2), \\ m_1 &= \zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2, \\ m_2 &= \frac{1}{3} (\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta), \\ m_3 &= \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2)_\zeta, \\ m_4 &= \mu m_1 m_3 + \mu m_2 W \\ &\quad + \rho D m_1 \sum_{i=1}^7 (h_i X_{i,\zeta}) + \kappa m_1 T_\zeta \end{aligned}$$

個々の化学種の粘性係数 μ_i は, Chapman-Enskog の理論を用いて計算した. 混合気体全体の粘性係数 μ_l は, Wilke の公式を用いて次のように計算している. ⁽⁵⁾

$$\begin{aligned} \mu_l &= \sum_{i=1}^7 \frac{X_i \mu_i}{X_i + \sum_{j=1, j \neq i}^7 X_j \phi_{ij}}, \\ \phi_{ij} &= \frac{\left\{ 1 + [(\mu_i / \mu_j)(\rho_j / \rho_i)]^{\frac{1}{2}} (M_i / M_j)^{\frac{1}{4}} \right\}^2}{\sqrt{8} [1 + (M_i / M_j)]^{\frac{1}{2}}} \end{aligned}$$

一方, 乱流粘性係数 μ_t は, Coakley の $q - \omega$ モデル ⁽⁶⁾ を用いて, 次の式で表されるような, 壁からの距離を含まない形で求めている.

$$\mu_t = 0.09 f_\mu R_e \frac{\rho q^2}{\omega},$$

$$f_\mu = 0.405 \left(1 - \exp(-0.0018 R_e \frac{\rho q^2}{\mu_l \omega}) \right) + 0.045$$

また粘性係数 μ , 熱伝導率 κ , 拡散係数 D は, ルイス数 $L_e = 1$ と仮定として, 次のような関係にある.

$$\mu = \mu_l + \mu_t, \quad \kappa = \overline{C}_p \left(\frac{\mu_l}{P_{r_l}} + \frac{\mu_t}{P_{r_t}} \right),$$

$$\overline{C}_p = \sum_{i=1}^7 C_{p_i} \rho_i, \quad \rho D = \left(\frac{\mu_l}{P_{r_l}} + \frac{\mu_t}{P_{r_t}} \right),$$

このとき, 定圧比熱 C_{p_i} とエンタルピー h_i はそれぞれ温度の 4 次式と 5 次式として, 近似される. ⁽⁷⁾

$$C_{p_i} = a_{0i} + a_{1i} T + a_{2i} T^2 + a_{3i} T^3 + a_{4i} T^4,$$

$$\begin{aligned} h_i &= a_{0i} T + \frac{a_{1i}}{2} T^2 + \frac{a_{2i}}{3} T^3 \\ &\quad + \frac{a_{3i}}{4} T^4 + \frac{a_{4i}}{5} T^5 + \Delta H_{0i} \end{aligned}$$

ここで $a_{0i} \sim a_{4i}$ と ΔH_{0i} は各物質に固有の定数であり, JANAF のテーブル ⁽⁸⁾ を参照した.

化学反応は, Evans の 7 化学種 8 素反応モデル ⁽⁹⁾ を用いて評価した. 各化学種の生成と消滅は, 次のように表される.

$$\dot{w}_i = M_i \sum_{j=1}^8 (\beta_{i,j} - \alpha_{i,j}) (R_{f,j} - R_{b,j})$$

ここで $R_{f,j}$ と $R_{b,j}$ は, それぞれ前進方向及び後退方向の反応率であり, 温度とモル濃度の関数として表される.

2.2 計算モデル

以上で説明したプログラムを使用して, ダクトロケットエンジンの第 2 次燃焼室内の混合及び燃焼特性について流れ場の数値解析を実施して調べた. エンジン出口直径を基準長さとして無次元化した格子を用いて, 360 度のうち必要な部分だけを計算し, 残りの部分是对称になるように補完している. また, 空気取入口の数に関係なく, 質量流量比が $(\rho u^2 A)_j : (\rho u^2 A)_\infty = 10 : 1$ となるように格子を形成している. Fig.2 に計算した 3 つのケースについてを, Tab.1 に計算初期条件をそれぞれ示す.

Case	Number of Air Intakes	Angle Between Intakes (deg.)
(a)	4	90
(b)	2	180
(c)	2	90

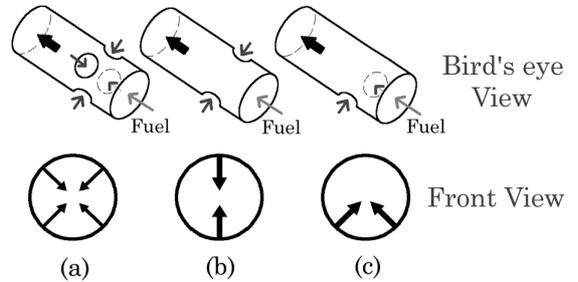


Fig. 2: Computational Cases

Tab. 1: Initial Conditions in The Chamber

Chamber	
Length : Diameter	$L : D = 5 : 1$
Reynolds Number	$R_e = 8.2 \times 10^6$
Main Fuel Flow	
Mach Number	$M_\infty = 2.0$
Molar Fraction	$[H_2]_\infty : [N_2]_\infty = 3 : 1$
Air Injection	
Location of Holes	$x/D = 1.0$
Mach Number	$M_j = 0.3$
Molar Fraction	$[O_2]_j : [N_2]_j = 1 : 4$

3. 計算結果と考察

Fig.3に、(b)の場合の等マッハ線図を示す。壁面から噴射された空気が、燃焼室入口から流入した可燃性ガスと接触していることと、ノズル部分で加速している様子が見て取れる。

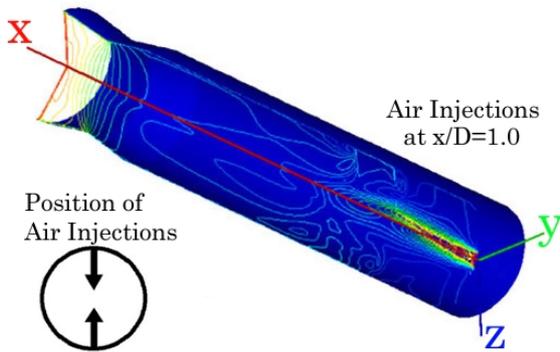


Fig. 3: Mach Line Contours in The Case (b)

Fig.4に、燃焼室入口から全長の3/5の点における速度ベクトル線図と、正面から見た燃焼室入口からの燃料ガスの流跡線図を、それぞれの場合について示す。左半分に混合のみの解析(以降、混合解析と呼ぶ。)の場合(2)を、右半分に今回の混合及び燃焼の解析の場合(以降、燃焼解析と呼ぶ。)を示す。3つの場合で流れ場の様子が、それぞれ異なることがわかる。

速度ベクトル線図を見ると、燃焼室内での燃料と空気との混合及び燃焼は、全体としてではなく幾つかの小領域に分かれて進行することがわかる。(a)と(b)の場合では8つの小領域が、(c)の場合では4つの小領域が確認できた。(c)の場合には、2本の吹き出しが見かけ上合成されて、合成ベクトル方向の1本の吹き出しとして作用している。また、(b)と(c)の場合では、空気の吹き出しにより直接発生したものではなく、2次的に発生した小領域が存在していることがわかった。

流跡線図を見ると、特に(b)の場合では、混合解析と燃焼解析で顕著に様子が異なっている。また、燃料が多く流れている領域とそうでない領域に区分することができる。さらに、先ほどの直接的に発生した領域か、2次的に発生した領域かでも区分すると、次のような4つの型に小領域は分類できる。

- I. 燃料の流れが多い、直接発生した小領域
- II. 燃料の流れが多い、2次的に発生した小領域
- III. 燃料の流れが少ない、直接発生した小領域
- IV. 燃料の流れが少ない、2次的に発生した小領域

化学反応はIとIIの小領域で主に起こっている。それぞれの解析での小領域の数を、Tab.2にまとめる。(b)と(c)の場合、混合解析と燃焼解析の結果を比較すると、IとIIの小領域は大きくなり、IIIとIVの小領域は小さくなる。

Fig.5に等温度面図を示す。すべての場合において、化学反応により温度が上昇し、高温の気体が下流に流れていく様子が見て取れる。また、吹き出し口の前方に、高温領域ができていたことが、特に(c)の場合からわかる。この領域では、吹き出した空気が燃料流をせき止めることによって、保炎効果を持つ再循環領域が形成され、化学反応が促進されていると考えられる。

Fig.6とFig.7に、等H₂密度面図と等H₂O密度面図をそれぞれに示す。下流に行くに従って、化学反応によってH₂が消滅しH₂Oが生成していることが見て取れる。また、(c)の場合には、Fig.6より燃焼室出口(x/D=4.0)の断面においても、他の場合と比較してH₂が多く残っていることがわかり、このことから、燃焼の進行が遅いと考え

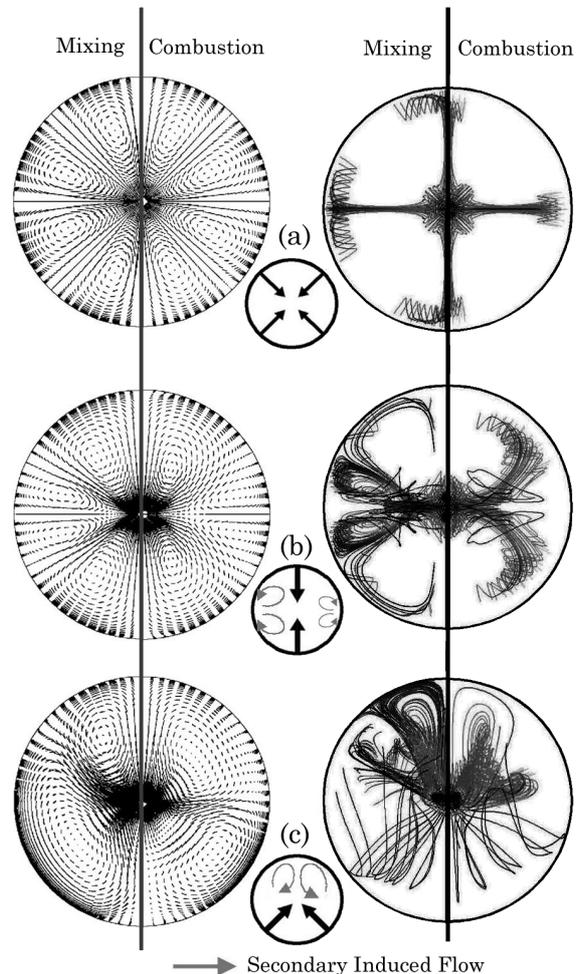


Fig. 4: Velocity Vector Diagrams at $x/D = 3.0$ and Fuel Trajectory Lines from The Chamber Front

られる。

燃焼の進行度について、次の式で表される燃焼率により評価する。この式は、どのぐらいの割合でH原子が燃焼してH₂O中に含まれているかを示すものである。

$$R_{A_{H_2O}} = \left(\int_A \Psi dA \right) / A.$$

$$\Psi = \frac{\frac{2\rho_{H_2O}}{M_{H_2O}}}{\left(\frac{2\rho_{H_2}}{M_{H_2}} + \frac{\rho_H}{M_H} + \frac{\rho_{OH}}{M_{OH}} + \frac{2\rho_{H_2O}}{M_{H_2O}} \right)}$$

Fig.8に、燃焼率のグラフを示す。どのグラフとも吹き出し口直後(x/D=1.0)から、燃焼が進行している様子が見て取れる。燃焼室出口(x/D=4.0)の点では、ほぼ90%以上のH原子は、H₂Oとして存在している。上下非対称の燃焼が起こっている(c)の場合では、燃焼の進行が遅いことが確認できたが、グラフからは、(a)や(b)の場合との大きな差は読み取ることはできなかった。

4. 結論

ダクトドケットエンジンの第2次燃焼室内での、空気取入口の個数とその配置を変化させた場合の燃料と空気との混合及び燃焼について、流れ場の数値解析を実施し、空気取入口が第2次燃焼室に及ぼす影響を中心とした燃焼特性を調べたところ、次のことがわかった。

Tab. 2: The number of Regions

Case	Regions			
	I (RD)	II (RS)	III (LD)	IV (LS)
Mixing-(a)	8	0	0	0
Combustion-(a)	8	0	0	0
Mixing-(b)	0	4	4	0
Combustion-(b)	4	0	0	4
Mixing-(c)	0	2	2	0
Combustion-(c)	0	2	2	0

R : Fuel "Rich" Region
 L : Fuel "Lean" Region
 D : "Directly" Generated Region
 S : "Secondary" Induced Region

1. 化学反応の有無により、流れ場が異なることがわかり、化学反応を考慮した数値解析が重要であることが示された。
2. 空気取入口を上下非対称に配置した (c) の場合には、上下非対称な混合及び燃焼の様子が見られた。
3. 空気吹き出し口の前方に高温の再循環領域が発生し、化学反応が促進されていることがわかった。
4. 燃焼率のグラフより、燃料ガスの 90%以上が燃焼していることがわかった。

今後の予定として、より実際のダクトロケットエンジンでの状態に近づけるため、燃料成分を H_2 だけでなく、 CO を加えた場合について、燃料の違いによる燃焼特性の変化を中心に、引き続き数値解析を実施して調べる。

参考文献

1. 久保田浪之介, "ダクトロケットの技術展望," 日本航空宇宙学会誌, Vol. 39, No. 446, 1991年3月.
2. Kikumoto, K. and Higashino, F., "Numerical Analyses in The Secondary Combustion Chamber of The Ducted Rocket," *Proceedings of 8th Annual Conference of The CFD Society of Canada*, 2000, pp. 991-997.
3. Takakura, Y., Ogawa, S., and Ishiguro, T., "Turbulence Models for 3-D Transonic Viscous Flows," *AIAA Paper*, No. 89-1952, 1989.
4. Shinn, J., Yee, H., and Uenishi, K., "Extension of a Semi-Implicit Shock-Capturing Algorithm for 3-D Fully Coupled, Chemically Reacting Flows in Generalized Coordinates," *AIAA Paper*, No. 87-1577, 1987.
5. Reid, R., Prausnitz, J., and Poling, B., "The Properties of Gasses and Liquid 4th Edition," *McGraw-Hill Book Company*, 1987.
6. Coakley, T. J., "Turbulence Modeling Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations," *AIAA Paper*, No. 83-1693, 1983.
7. Gordon, S. and McBride, B., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," *NASA SP-273*.

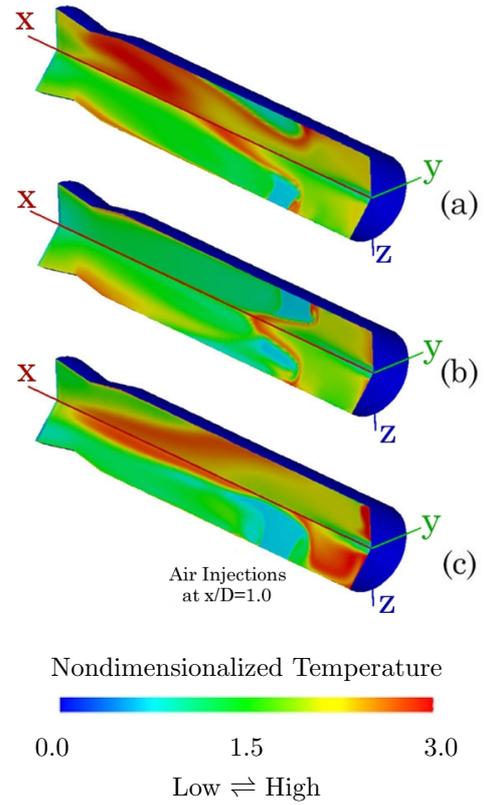


Fig. 5: Temperature Contours

8. Chase, M. Jr., Davies, C., Downey, J. Jr., Frurip, D., McDonald, R., and Synerud, A., "JANAF Thermochemical Tables Third Edition," *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol. 14, Supplement No.1, 1985.
9. Evans, J. and Schexnayder, C., "Influence of Chemical Kinetics and Unmixedness of Burning in Supersonic Hydrogen Flames," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 2, 1980, pp. 188-193.

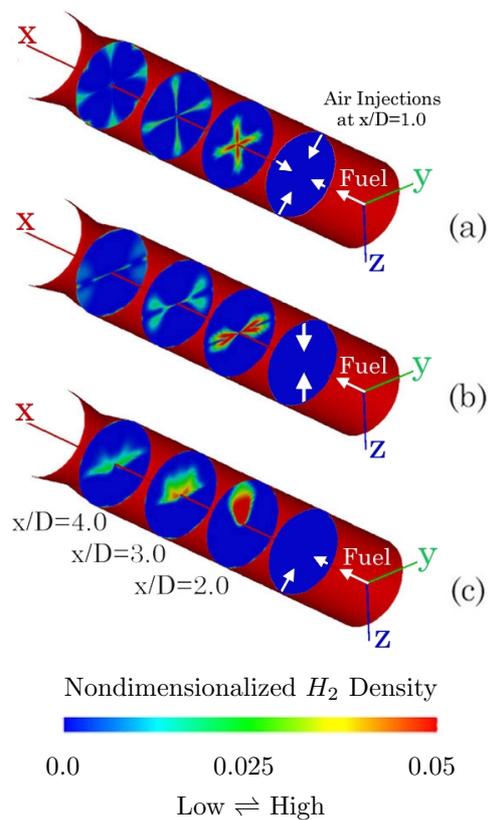


Fig. 6: H_2 Density Contours

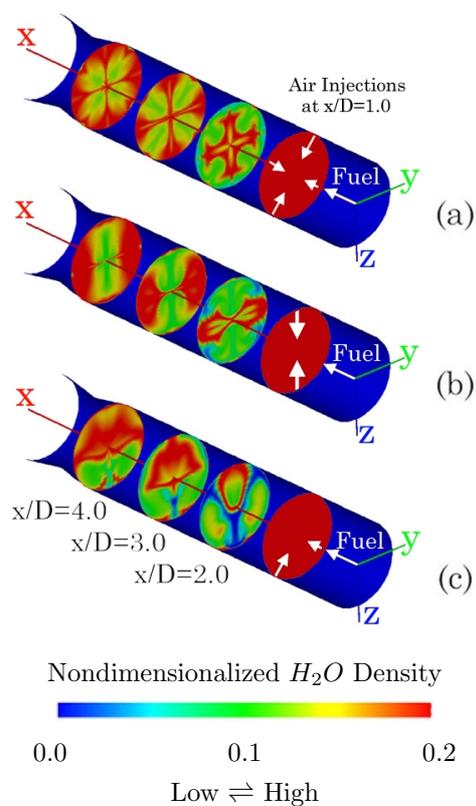


Fig. 7: H_2O Density Contours

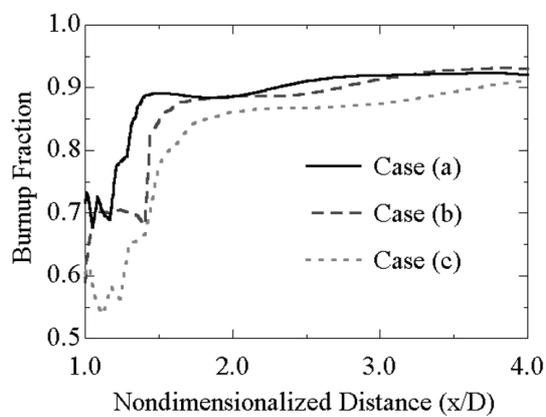


Fig. 8: Burnup Fraction