

回転デトネーションロケットエンジンの内筒が 推力性能に与える影響に対する実験的検討

川崎 央^{*1}, 笠原 次郎^{*1}, 稲川 智也^{*1}, 松岡 健^{*1}, 川島 秀人^{*2}, 松尾 重紀子^{*3}, 船木 一幸^{*4}
^{*1}名古屋大学, ^{*2}JAXA 研究開発部門, ^{*3}慶應義塾大学, ^{*4}ISAS/JAXA

An Experimental Investigation of the Effect of Inner Cylinder on the Performance of a Rotating Detonation Rocket Engine

by

Akira KAWASAKI, Jiro KASAHARA, Tomoya INAKAWA, and Ken MATSUOKA (Nagoya University)
 Hideto KAWASHIMA (JAXA), Akiko MATSUO (Keio University), Ikkoh FUNAKI (ISAS/JAXA)

ABSTRACT

In this study, an inner-cylinder-replaceable rotating detonation rocket engine is tested in a vacuum environment for various inner-cylinder radii r_1 ranging from 31 mm (typical lab scale) to 0 mm (no inner cylinder). As a result, it was clarified that there exists a critical inner-cylinder radius to sustain adequate thrust performance in the engine. Detonation waves attached to the inner-cylinder wall for $r_1 = 23$ and 31 mm (supercritical cases), whereas detachment of detonation waves from the inner-cylinder wall was observed for $r_1 = 0$ and 9 mm (subcritical cases), and 15 mm (critical case). In the cases of $r_1 = 0, 9$ mm (subcritical), and 15 mm (critical), strong chemical luminescence was observed significantly in the exhaust plume. For $r_1 = 15$ mm (critical cases), and 23 and 31 mm (supercritical cases), the measured specific impulses were greater than 80% of theoretical values. However, for $r_1 = 0$ and 9 mm (subcritical cases), the measured specific impulses were below 80% of the theoretical values. This is to be attributed to the imperfect detonation combustion observed significantly in the subcritical cases. From these results, we have concluded that the inner-cylinder radius is, at 15 mm, close to the critical condition to keep rotating detonation waves in a favorable state in the combustor.

1. はじめに

デトネーションとは、燃焼が超音速で伝播する現象であり、燃焼領域が衝撃波に結合し、後続する構造を有する。即ち、衝撃波は燃料・酸化剤混合物を加熱・圧縮することにより燃焼を開始させるとともに短時間で完結させ、一方で、燃焼領域は膨張に際しては衝撃波を駆動する^(1,2)。衝撃波加熱および圧縮に引き続く定積的な燃焼過程により、デトネーションにおいては、従来の工業機器で用いられてきた燃焼方式（デフラグレーションなど）に比して、より高温・高圧状態に到達可能である。このため、熱サイクルにデトネーションを取り入れることにより熱効率の向上が見込まれている。また上述の様に、デトネーションにおいて燃焼は超音速で伝播することから、大流量の爆轟性混合物を小さい燃焼器で燃焼完結させることも可能となる。これらの著しい性質から、デトネーションを利用することにより熱機関を小型化、高性能化できることが期待されており、特に、航空宇宙機の推進装置としての応用が全世界的に活発に検討されている^(3,7)。

デトネーションを利用する熱機関は、一般にデトネーションエンジンと呼ばれるが、特に燃焼器内部にてデトネーションを回転伝播させて連続的に維持するものは、回転デトネーションエンジン（RDE, rotating detonation engine）と呼ばれる⁽⁸⁾。RDE では、通常、燃焼器を二重円筒構造で構成し、内筒と外筒間の円環状領域に燃料および酸化剤を連続的に噴射することで、デトネーションが方位角方向に伝播を続け、燃焼器内で維持される。デトネーションにより、高温・高圧の既燃気体が生成されるが、これをノズルにより加速し、高速排気することでロケット推進が可能となる。このような RDE は、回転デトネーションロケットエンジンと呼ばれ、これが本研究の対象である。

航空宇宙機への適用を考えると、より簡便で軽量のシステムが求められるが、この観点では、RDE の燃焼器内筒を取り除いても推進性能が維持できれば、システム上のメリットが大きい。即ち、燃焼器内筒は熱的に孤立しやすく、作動時の高い熱負荷に実用的な時間スケールで耐えるためには、冷却に工夫が必要となるからである。また、内筒自身や、耐熱ないし冷却のための関連機器は、RDE 全体に対

して相当量の質量を占めることも、内筒削除によるメリットにつながる。このことから、近年では、数値的および実験的に内筒を取り除いた RDE の研究が散見される⁽⁹⁾⁻⁽¹³⁾。しかしながら、回転デトネーションとして応用する場合の推力性能と内筒の関係は著者らの知る限り検討がなされておらず、燃焼器の内筒が RDE の安定で高性能な作動に必要かどうかについては、必ずしも明確な結論が出ていない。

そこで本研究では、燃焼器内筒の半径を典型的な実験機スケールから 0（内筒無しに相当）まで順次変化させ、推進性能を測定するとともに、燃焼器の内部およびプルームを高速度カメラによって可視化して、検討を行った。なお、本研究では、主として宇宙航行用スラスタへの応用を見据え、真空環境下（ ~ 5 kPa）で実験を実施した。

2. 実験装置および実験方法

2. 1. 内筒可換 RDE

本研究で燃焼実験を行った内筒可換回転デトネーションロケットエンジン供試体の概要を Fig. 1 に示す。本エンジンは、Ishihara et al.⁽¹⁴⁾によって開発されたものをベースとしている。全体が銅製であり、各部の封止にはフッ素樹脂製 O リングを使用した。燃料及び酸化剤に対してそれぞれ 1 つずつ、計 2 つのプレナム室を有し、それぞれのプレナム室からは細孔式のインジェクターを通じて燃焼室に底面から推進剤を供給する。インジェクターは二元衝突型であり、燃料および酸化剤の噴射孔は、それぞれ直径 1mm のものを 120 個ずつ有しており、衝突角は 90 deg. である。燃焼器は、一定の内径を有する外筒と一定の外径を有する内筒からなり、底部から出口に至るまで一定の断面形状の環状流路を有する。本実験では、燃焼器下流に、収縮拡大部やコンカルプラグ等は付加せず、燃焼室出口をエンジン出口とした。また、エンジン始動のためにはプリデトネーターを使用し、プリデトネーターは燃焼室底面から 9 mm の位置に接続した。内筒の半径 r_1 は、典型的な実験機スケールである 31 mm から 23, 15, 9, 0 mm と順次小さいものに交換することができる。なお、 $r_1 = 0$ mm は内筒無しを意味する。

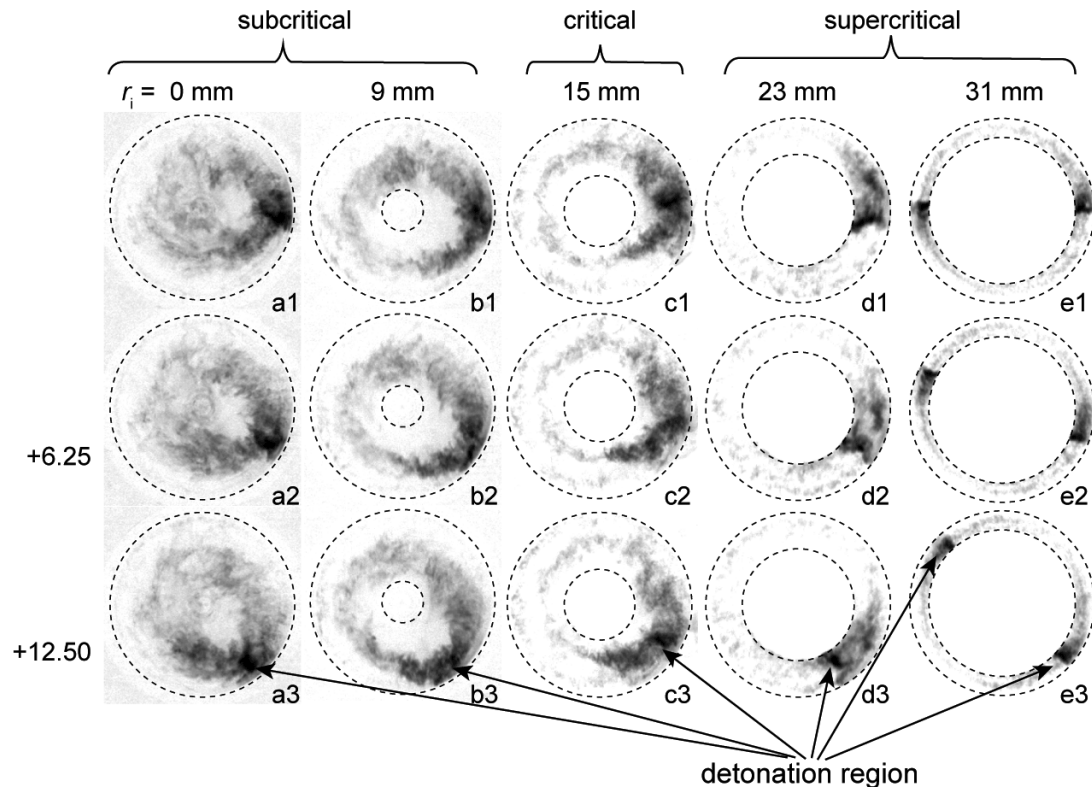


Fig. 2 Typical axial photograph of self-luminescence in the combustion chamber taken with high-speed camera ($C_2H_4-O_2$, $\phi = 1.15 \pm 0.21$, $\dot{m} = 140 \pm 10$ g/s, $p_b = 5 \pm 1$ kPa). Black and white are reversed. For $r_1 = 0$ and 23 mm, the images are reflected horizontally.

3. 結果および考察

実験条件を Table 1 に示す。本実験では、燃料にはガスエチレン、酸化剤にはガス酸素を使用した。実験の全 16 ケースを通して、推進剤流量を 140 ± 10 g/s に、当量比を 1.15 ± 0.21 に、計測誤差を除いて収めた。また、真空チャンバー背圧 p_b は 5 ± 1 kPa に調整した。

結果として、内筒無し ($r_1 = 0$ mm) のケースを含む全ての実験ケースにおいて、燃焼室内にて回転デトネーションが一定速度で定常的に伝播することが確認できた。また、燃焼室底面から 9 mm の位置で測った燃焼室静圧 p_c 、推力 F 、および比推力 I_{sp} は、内筒半径の増加とともに増加した。

以下では、高速度カメラ撮影に基づいて燃焼構造および流れ場を、また、推力計測や流れ場内の圧力計測に基づいて推力性能を議論する。

3. 1. 燃焼構造および流れ場

まず、本節の要約として Fig. 1 にて、高速カメラ撮影によって得られた可視化画像から導かれる燃焼構造および流れ場の概念図を提案する。大きな特徴としては、排気ブルームにおいて Mach ディスク様の不連続が観測されたこと、また、内筒半径の小さいケースでは、燃焼器室内においてデトネーション燃焼領域と考えられる強い発光領域が内筒に接しない状態が観測されたことが挙げられる。

燃焼室内部をエンジン軸方向下流から高速度カメラにより撮影することで得られた自発光の典型的な連続画像を Fig. 2 に示す。フレーム間隔は $6.25 \mu s$ である。全てのケースにおいて、画像の判別の容易性を考慮して、白黒反転、ならびに明度およびガンマ値の調整を行った。また、特に $r_1 = 0$ および 23 mm のケースにおいては、比較的容易さのために撮影により得られた画像を左右反転させている。

Fig. 2 において、特に強い発光が見られる（特に黒く見える）領域がデトネーション燃焼領域だと解釈できるが、例えば a1 から e1 までを比較してみると、 $r_1 = 0$ および 9 mm のケースにおいて、デトネーション燃焼領域は明らかに内筒と接触しておらず、外筒とのみ接触している。一方で、 $r_1 = 23$ および 31 mm のケースにおいて、デトネーション燃焼領域は内筒および外筒の両方と接触している。 $r_1 = 15$ mm のケースにおいては、デトネーション燃焼領域と内筒の間にはわずかに間隙がみられる。これらデトネーション燃焼領域の燃焼器壁との接触の特徴の違いから、本稿では、 $r_1 = 23$ および 31 mm のケースを supercritical, $r_1 = 0$ および 9 mm のケースを subcritical, $r_1 = 15$ mm のケースを critical と呼ぶこととする。

また、内筒半径の小さい $r_1 = 0, 9, 15$, および 23 のケースにおいては、デトネーション波の波頭数は 1 であったが、内筒半径の最も大きい $r_1 = 31$ mm のケースにおいては、波頭数は 2 であり、回転方向は同一であった。デトネーション波の伝播速度は、 $r_1 = 15$ および 31 mm のケースを除いては、およそ 2300 m/s であり、 $r_1 = 15$ および 31 mm のケースでは、それよりも $400 \sim 500$ m/s 遅い結果となった。なお、デトネーション波の伝播速度は、高速度カメラの撮影結果に基づき、燃焼室内を 10 周する間の平均速度として求めた。その際、円周長としては、インジェクター中央における値 ($r_{mj} = 35$ mm) を用いた。

排気ブルームをエンジンの軸と垂直方向から高速度カメラにより撮影することで得られた自発光の典型的な連続画像を Fig. 3 に示す。フレーム間隔は $6.67 \mu s$ である。全てのケースにおいて、画像の判別の容易性を考慮して、白黒反転、ならびに明度およびガンマ値の調整を行った。

Fig. 3 からわかるように、全てのケースにおいて Mach ディスク様の不連続が見られ、また、内筒半径が大きくなる

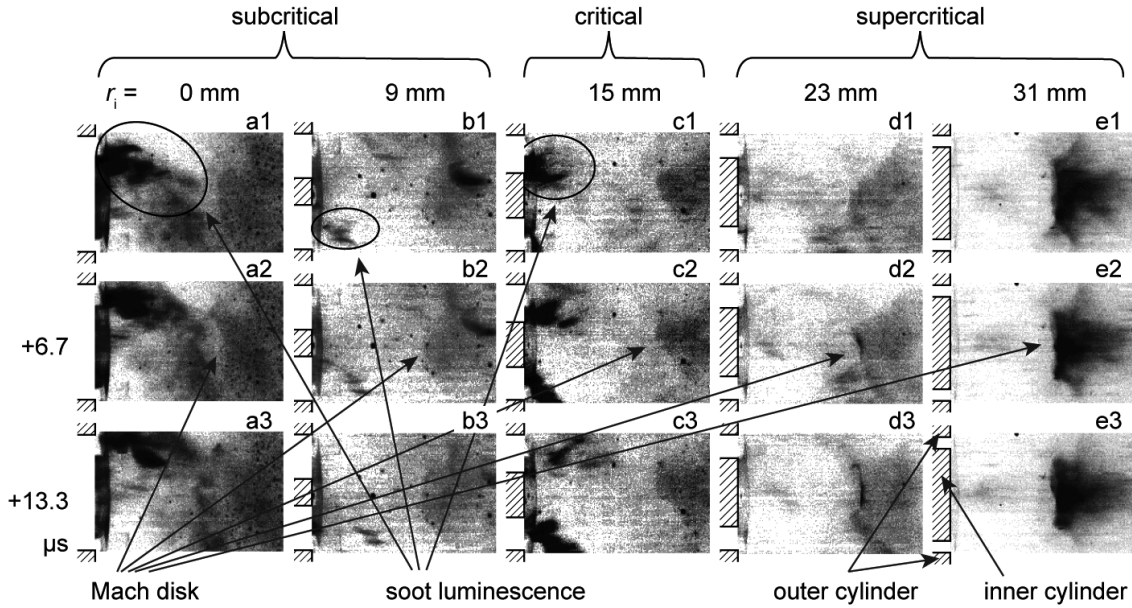


Fig. 3 Typical lateral photograph of self-luminescence of the exhaust plume taken with high-speed camera ($C_2H_4-O_2$, $\phi = 1.15 \pm 0.21$, $\dot{m} = 140 \pm 10$ g/s, $p_b = 5 \pm 1$ kPa). Black and white are reversed.

に従ってより明確な不連続となる傾向がある。このことから、エンジン出口にはパレルショックが存在することが予想される。更に、このことは、排気プルームがエンジン流路に特別な収縮部を設けなくても出口近傍で超音速となっていることを意味するものと考えられる。加えて、 $r_i = 0, 9$ (subcritical) および $r_i = 15$ (critical) のケースでは、下流へと吹き流される強い発光領域が確認できる。このことから、subcriticalやcriticalのケースでは、燃焼室内部でデトネーションによる燃焼が一部不完全となっていることが示唆される。

3. 2. 推力性能

スラストスタンドに設置したロードセルにより計測した推力 F の典型的な時間履歴を Fig. 4 に示す。それぞれの条件において、0.2~0.3 秒程度のプラトー領域が見られ、短時間ながら定常的な状態が実現していることがわかる。なお、本稿で議論する推力、推進剤流量、および流れ場の圧力の時間平均は、Fig. 4 中の縦方向の2つの点線で囲まれた

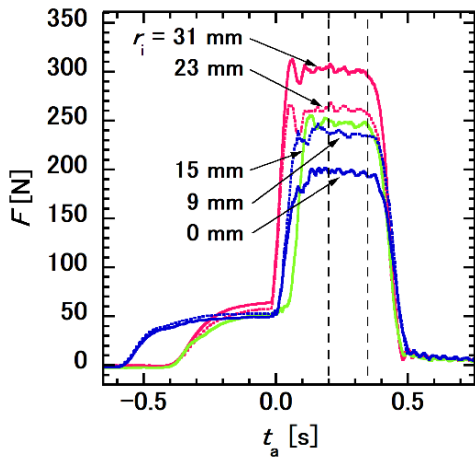


Fig. 4 Typical time, t_a , history of thrust, F ($C_2H_4-O_2$, $\phi = 1.15 \pm 0.21$, $\dot{m} = 140 \pm 10$ g/s, $p_b = 5 \pm 1$ kPa). RDE was ignited at $t_a = 0$ s.

領域において取った。また、図から、推力は内筒半径の増加に伴って増加していることがわかる。これは、一定の推進剤流量の下で内筒半径の増加により燃焼室断面積が減少すると、燃焼室内の平均的な推進剤質量流速は増加して燃焼室圧力の増加につながり、背圧に対してより大きな圧力比が得られるためである。

ロードセルにより計測した推力と推進剤流量とから算出した比推力の燃焼室圧力に対する依存性を Fig. 5 に示す。図中には、併せて、燃焼室底面から 9 mm の位置で計測された静圧を燃焼圧とみなして、1) 適正膨張、2) 定圧燃焼、3) 局所平衡流れを仮定することで NASA CEA⁽¹⁵⁾により算出した理論比推力を黒の実線で、また、理論比推力の 90% および 80% のラインを黒の破線で示した。図からわかるように、 $r_i = 23, 31$ のケース (supercritical) では、理論比推力の 80% 以上の性能が計測されている。他方で、 $r_i = 0, 9$ の

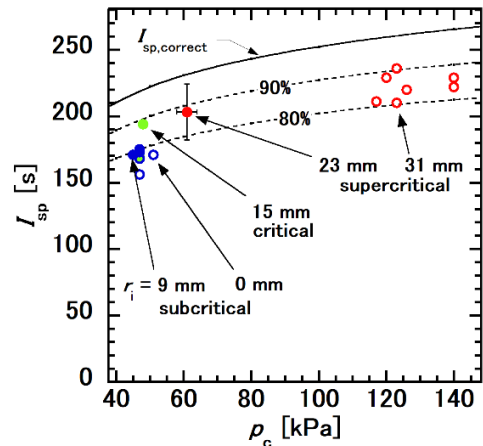


Fig. 5 Dependence of specific impulse, I_{sp} , on combustion chamber pressure, p_c ($C_2H_4-O_2$, $\phi = 1.15 \pm 0.21$, $\dot{m} = 140 \pm 10$ g/s, $p_b = 5 \pm 1$ kPa). Symbols are measured data. Error bars are shown only for the case where $r_i = 23$ mm as a typical example. Solid line is ideal correct expansion curve computed by the NASA CEA code⁽¹⁵⁾.

ケース (subcritical) では, supercritical のケースと比較して性能の低下が見られるものの理論比推力の 80%弱の比推力を維持している. また, $r_1=15$ のケース (critical) においては, 理論比推力の 80%以上の値が計測された場合と, 80%弱の値が計測された場合が混在する. これは, 3.1 節でも議論したように, subcritical のケースでは, デトネーション燃焼が不完全となっていることに起因するものと考えられる.

以上より, 本研究で用いた燃焼器においては, 内筒半径を縮小した場合にも高い性能を維持するための臨界値は, およそ $r_1 = 15$ mm であると結論付ける. なお, 推進剤インジェクターは, 内筒半径を変えた全てのケースで不変であり, このことが影響を与えている可能性もあるが, インジェクターの影響に関する検討は今後の課題とする.

4. 結論

本研究では, 回転デトネーションロケットエンジンの内筒半径を 31 mm から 0 mm (内筒無し) まで変化させ, 真空 (~5 kPa) 環境下で作動させることで, 推力性能を計測するとともに, 燃焼室内およびプルームの燃焼可視化を行い, 以下の結論を得た.

内筒を小さくするとデトネーション波は内筒に付着しなくなる. 特に本研究では, デトネーション波が内筒に付着する内筒半径 23 および 31mm のケースを supercritical, デトネーション波が内筒に付着しない内筒半径 0 および 9 mm のケースを subcritical, 両者の中間である内筒半径 15 mm のケースを critical と定義した. Critical および subcritical のケースにおいては, 高速度カメラ撮影によって, 燃焼器からすす様の発光体が流下するのが観測された. また, 推進性能の評価によって, critical および supercritical のケースでは, 比推力が理論比推力に対して 80%以上を維持するが, subcritical のケースでは, わずかに性能低下がみられた. これは, エンジンでのデトネーション燃焼の不完全性に起因するものと考えられる. よって, 本研究で用いた燃焼器では, 内筒を縮小した場合にも高い性能を実現するための内筒半径の臨界値は, およそ 15 mm であり, このとき, 燃焼室内の平均的な推進剤流束は $33.2 \text{ kg/m}^2\text{-s}$ である.

RDE から内筒を削除しても, 燃焼室内で十分な質量流束を維持することにより, 極端な性能劣化が生じないことが示唆される.

謝辞

本研究は, 日東学術振興財団, および, JSPS 科研費 17H06741 (研究活動スタート支援), 17H03480 (基盤研究 (B)), 17K18937 (挑戦的研究 (萌芽)) の助成を受けて実施した. ここに記して謝意を示す.

参考文献

- 1) デトネーション研究会, デトネーションの熱流体力学 1 基礎編, 理工図書, 2011.
- 2) J. H. S. Lee, *The Detonation Phenomena*, Cambridge University Press, 2008.
- 3) P. Wolanski, "Detonation Engines," *Journal of KONES Powertrain and Transport*, Vol. 18, No. 3, 2011.
- 4) P. Wolanski, "Detonation propulsion," *Proc. Combust. Institute*, 34, 2013.
- 5) G. D. Roy, S. M. Frolov, A. A. Borisov, D. W. Netzer, "Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective," *Progress in Energy and Combustion Science*, 30, 2004.
- 6) K. Kailasanath, "Review of Propulsion Applications of Detonation Waves," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 9, 2000.
- 7) F. K. Lu and E. M. Braun, "Rotating Detonation Wave Propulsion: Experimental Challenges, Modeling, and Engine Concepts," *J. Propul. Power*, Vol. 30, No. 5, 2014.
- 8) B. A. Rankin, T. A. Kaemming, S. W. Theuerkauf, and F. R. Schauer, "Overview of Performance, Application, and Analysis of Rotating Detonation Engine Technology," *J. Propul. Power*, Vol. 33, No. 1, 2017.
- 9) X. M. Tan, J. P. Wang, and Y. T. Shao, "Three-dimensional numerical investigations of the rotating detonation engine with a hollow combustor," *Combustion and Flame*, 162, 2015.
- 10) W. A. Stoddard and E. J. Gutmark, "Numerical Investigation of Centerbodyless RDE Design Variations," 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2015-0876, Kissimmee, Florida, USA, 5-9 January, 2015.
- 11) L. Wei, Z. Jin, L. Shijie, and L. Zhiyong, "An experimental study on CH_4/O_2 continuously rotating detonation wave in a hollow combustion chamber," *Experimental Thermal and Fluid Science*, 62, 2015.
- 12) W. A. Stoddard, et al., "Experimental Validation of Expanded Centerbodyless RDE Design," 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2016-0128, San Diego, California, USA, 2016.
- 13) V. Anand, A. St. George, and E. Gutmark, "Hollow Rotating Detonation Combustor," 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2016-0124, San Diego, California, USA, 2016.
- 14) K. Ishihara, J. Nishimura, K. Goto, S. Nakagami, K. Matsuoka, J. Kasahara, et al., "Study on a Long-time Operation Towards Rotating Detonation Rocket Engine Flight Demonstration," 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2017-1062, Grapevine, Texas, USA, January, 2017.
- 15) B. J. McBride and S. Gordon, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. User's Manual and Program Description," NASA RP-1311-P2, 1996.