

RDE の液水液酸ロケット燃焼器適用に向けた数値解析

○小島孝之 (JAXA), 江藤成一郎 (九工大院), 坪井伸幸 (九工大), 林光一 (青学大)

Numerical Simulation of Rotating Detonation Engine for Application to Thrust Chamber for LH2/LOX Rocket

KOJIMA Takayuki¹, ETO Seiichiro², TSUBOI Nobuyuki², HAYASHI A.Koichi³

¹Japan Aerospace Exploration Agency, Chofu, Tokyo 182-8522, Japan

²Kyushu Institute of Technology, Kitakyushu, Fukuoka 804-8550, Japan

³Aoyama Gakuin University, Sagami-hara, Kanagawa 229-8550, Japan

Abstract

The effects of combustion chamber length and nozzle shape on the thrust performance of the rotating detonation engine were estimated using the three-dimensional numerical simulations with the detailed chemical reaction model. Four calculation grids are used to compare the specific impulse and time-averaged thrust. This study shows the detailed internal flow field that is peculiar to the rotating detonation engine with nozzle and the heat load inside the RDE. It was found that case D with short straight section and long nozzle converging section provides the best performance. And, the heat flux of RDE which is estimated from Bartz formula is higher than conventional rocket engine.

Key Words : Shock Wave, Detonation Engine, Combustion, Numerical Simulation

1. はじめに

デトネーションを推進機関に応用した場合、熱効率が低圧燃焼に比べ、20%ほど大きいなどの特徴から推進機関への応用に関する研究が行われてきている。その例としてパルス的なデトネーションによって推力を得るパルスデトネーションエンジン (PDE) と二重円環型燃焼器内部で円周方向にデトネーションを伝播させて、連続的に推力を得るローテティングデトネーションエンジン (RDE) がある。

RDE は連続的にデトネーションを周方向に伝播させているので、PDE より推進力が安定し、燃焼器長さを短縮し、軽量化が期待できる。しかし、燃料の噴射口付近でのデトネーション波による熱負荷が大きく、解決すべき課題の1つとなっている。RDE の研究は、1990年に Zhdan ら[1]が二重円管筒内を円周方向に伝播するデトネーションに関する研究を報告したことを皮切りに、ロシア・フランス・ポーランドで研究が活発になった。そして、現在では Wolanski ら[2]や Lu ら[3]によって実験的研究が行われており、数値解析でも坪井ら[4]を含め多くの研究が行われている。

また、ノズル付き RDE の研究も盛んに行われている。Rankin ら[5]はタービンエンジンへの応用の際に懸念される RDE の排気振動に関する調査を実験、数値解析の両面から行い、収縮-膨張ノズルの振動を抑制する効果を示した。しかし、詳細な内部流の様子、振動抑制のメカニズムは解明されていない。

本研究では、ノズル付き RDE 内部の詳細な流れ場、エンジン内での熱負荷、燃焼器長さ及びノズル収縮部長さが推進性能に与える影響を調査した。

また Fig.1 に示した日本の ISAS[6]によって開発されたロケットエンジン TS-702 と、燃焼器を RDE に変えたもの(caseA において断面積を相似に設定した)との性能の比較も行った。

2. 数値計算法及び計算条件

支配方程式として 3次元圧縮性 Euler 方程式に各化学種の質量保存を加えたものを用いた。

計算法の概要としては、生成項を陰的に取り扱い、残りの項を陽的に取り扱う semi-implicit technique を採用し、対流項には AUSMDV に 2次精度 MUSCL および minmod limiter を使用した。生成項の積分には point implicit を用いた。時間積分は、3段階の TVD Runge-Kutta 法を使用した。詳細反応モデルは、高圧燃焼に対応した近年のモデルである 9化学種 (H₂, O₂, O, H, OH, HO₂, H₂O₂, H₂O, N₂) 21素反応持つ UT-JAXA model を使用した。このモデルは、多くの圧力依存の反応を含んでいる。また、対象としている予混合気は酸水素であるため、N₂ はダミーとして取り扱われる。

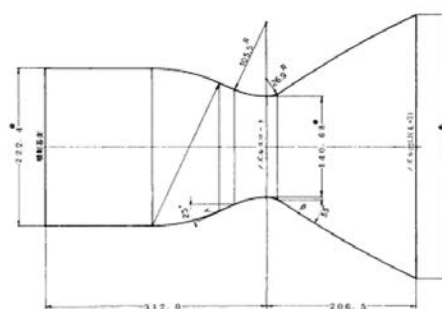


Fig.1. TS-702[6]

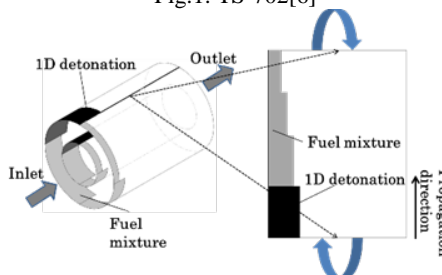
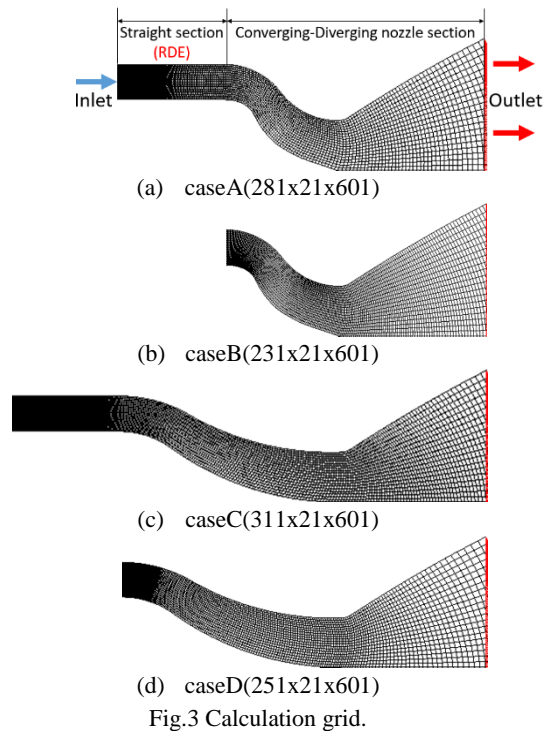


Fig.2 Modeling of 3D RDE.



RDE を模擬するために、3次元燃焼器の領域は、Fig.2 のような二重円筒形の形状にした。着火源として1次元デトネーションの計算結果を円周上に貼り付けた。

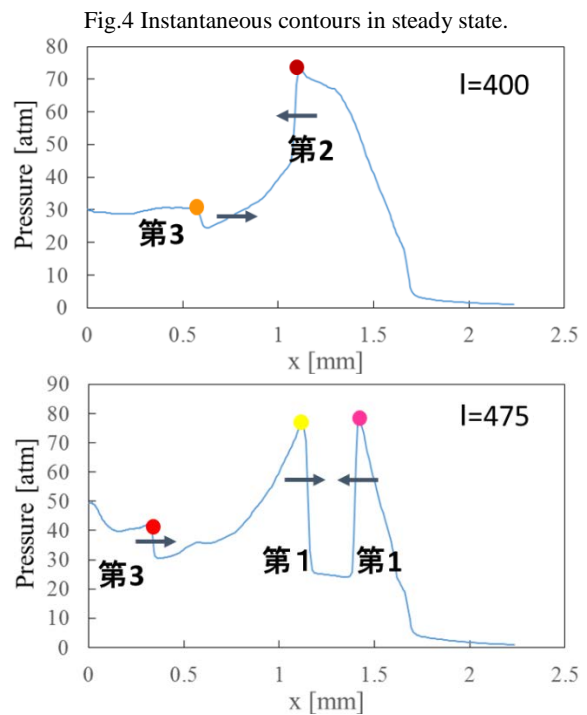
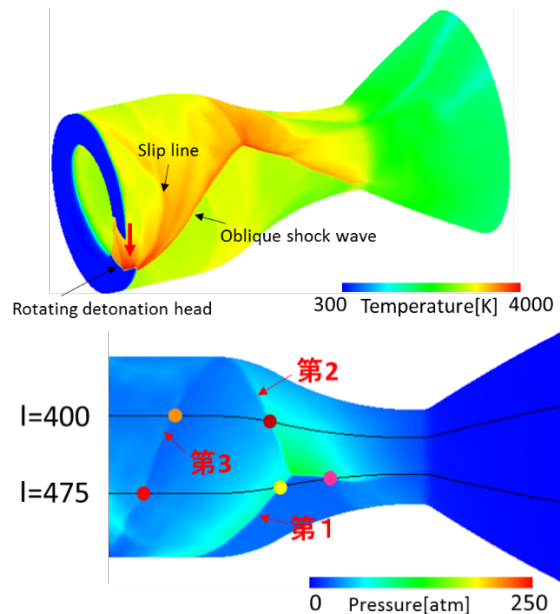
今回は、Fig.3 のような4通りの格子を用いた。格子点は図に示した通りである、ここでは中心軸で切った半分を示した。燃焼器入口のデトネーション波が存在する領域の格子幅は、軸方向に $1.68\mu\text{m}$ 、半径方向に $7.85\mu\text{m}$ 、周方向は内管で $3.48\mu\text{m}$ 、外管で $5.22\mu\text{m}$ とした。これは caseA から caseD で共通とした。燃焼器の半径比 $R_{\text{outer}}/R_{\text{inner}}$ は 1.5 である。デトネーションが回転する領域は格子を細かくし、デトネーションが存在しない領域は格子を粗くしている。caseB は caseA の前方の直線部（燃焼器部分）を切断したもの、caseC は caseA のノズル収縮部を長くしたもの、caseD に関しては、caseC の前方の直線部（燃焼器部分）を切断したものであり、この軸方向の全長は caseA と同じ値となっている。これらのノズル膨張部の形状はすべて同じ形状でありスロートに対する出口の開口比は7としている。

計算条件は当量比 1 の酸素水素予混合気で、エンジン内部の圧力は 0.1MPa、温度 298.15K の空気を充填した状態を初期条件とし、外気圧(p_a)は 0.01 MPa、貯気槽圧(p_0)は 5 MPa で計算を行った。インジェクターにおけるマイクロノズルのスロート A_t とノズル出口 A_e の面積比 $A_t/A_e=0.1$ としている。

3. 計算結果及び考察

3-1 ノズル付き RDE 特有の流れ場

Figure 4 において、RDE が定常状態での瞬間場を示しており、上図は温度場であり燃焼器内部の基本的な流れ場の構造を示した。すべてのケースにおいて Fig.4 下図は圧力場であり、ここで示したように、デトネーション波から発生する斜め衝撃波がノズル収縮部の入り口付近で急激に曲線を描いていることがわかる。



最終的に第2、第3の後続衝撃波を生み出していることが分かった。このような流れが発生する原因として、第1衝撃波(斜め衝撃波)と第2衝撃波の交点で3重点が形成されていることが予想される。実際に3重点が発生するメカニズムを説明する。デトネーション波が回転を始め、ちょうど1周した際にノズル収縮部の入り口付近で、上流から伝播してくる斜め衝撃波、これによるノズル収縮部外壁での反射衝撃波、着火源の位置で1周してくるデトネーション波を待ち受ける衝撃波、これら3つの衝撃波が交わった点で高温高压の3重点が形成されたことが考えられる。この新たな流れにより第2衝撃波が発生し、第2衝撃波が燃料の噴射口付近で反射したことにより第3衝撃波が発生する。

それぞれの衝撃波の向きと強さを Fig.5 の圧力分布によって確認する。第1衝撃波の3重点より下流側と第2

衝撃波は上流方向へ、第1衝撃波の3重点より上流側と第3衝撃波は、下流方向に伝播している。また、第3衝撃波は他の衝撃波に比べ減衰していることが確認できた。

3-2 熱流束

Fig.6には、RDEの定常状態での壁面の熱流束に関する時間平均場を示した。

ロケットエンジンの熱交換を実験的に算出する際によく用いられる式がBartzの式である。今回はこの式を用いて熱流束の算出を行った。eが添えてある値に関してはそれぞれ壁面での値を代入している。T_{aw}は断熱壁面温度、T_wには壁面温度を代入している。今回は壁面温度として850Kを代入している。Dにはそれぞれの位置での等価直径(その流路が、流動の点から、直径いくらの円管の集合と等価であるかを示す代表長さ)、つまり、caseAの場合はTS-702の燃焼器断面積の直径と等しい値を代入している。

まずは、caseAにおいてTS-702との比較を行う。TS-702に関しては、断面積が最も小さくなっていることからスロート付近で25 MW/m²と最も高い熱流束が示された。RDEに関しては、スロート付近に注目すると、TS-702の2~3倍の熱流束が示された。この原因として推進剤流量を考慮すると、TS-702が16 kg/sであるのに対して、RDEでTS-702と同じスケールを仮定すると23.28 kg/s程度になる。これにより燃焼室の圧力が高めになり、これが熱流束が高くなった原因の一つと思われる。

次に4ケース間での比較を行う。すべてのケースにおいて共通な特徴は、外壁では、デトネーション付近とスロート付近で高い熱流束を示し、内壁では、デトネーション付近及びそれよりわずかに下流側で高い熱流束を示した。すべての領域の中でデトネーション付近の内壁で100 MW/m²程度で最も高い熱流束を示した。スロート付近では外壁の熱流速が高くなり、80 MW/m²程度の値を示した。Fig.6において、直管部がついているケース(caseA, C)は、直管部の内壁で高い値を示しており、デトネーション波付近の値と同程度の値を示していた。

Figure 7にはエンジン内部の温度に関する時間平均場を示した。どのケースでも、スロートより上流側では温度はおよそ一定値で安定している。また、デトネーション波付近では、外壁に比べて内壁の温度の立ち上がりがわずかに遅れていることも確認できた。燃焼器内温度は、4ケースとも3400K-3500K程度であり、断熱火炎温度と比較しても優位な差はあまり見られなかった。全体を通して、外壁の方が内壁よりも、わずかに高い温度を示した。

3-3 比推力

Table 1ではIsp及び推力の比較を行っている。Ispに関して、燃焼器長さの影響を見るためにcaseAとcaseB及びcaseCとcaseDを比較する。その結果、燃焼器部(直管部)がないcaseBとcaseDが高い値を示した。このことより、PDEや従来の燃焼器に比べ燃焼器を短くすることができ、更なる軽量化の期待ができることを改めて示した。

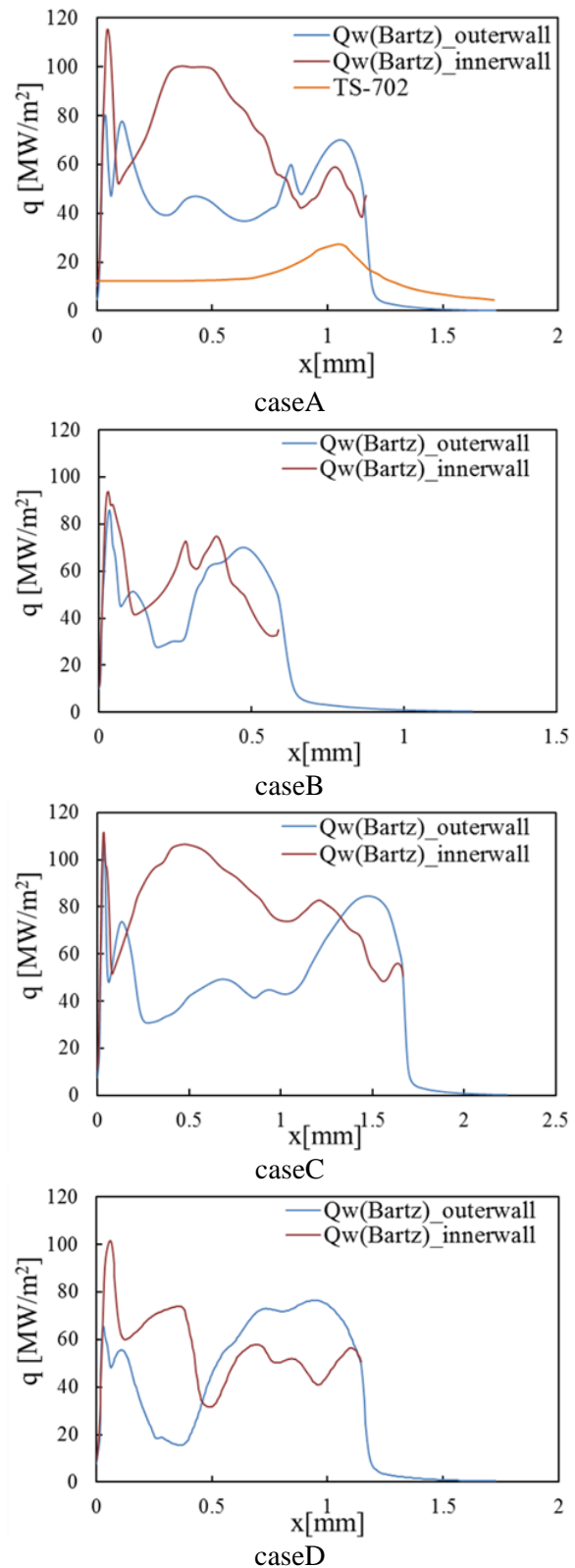


Fig.6 Time-averaged heat flux along axial direction.

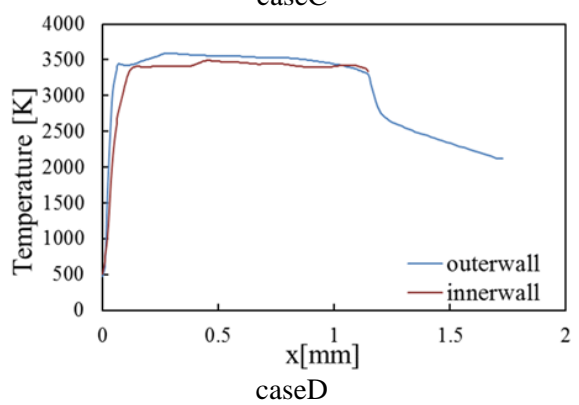
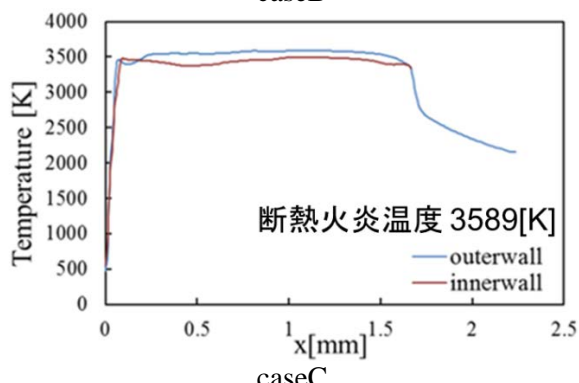
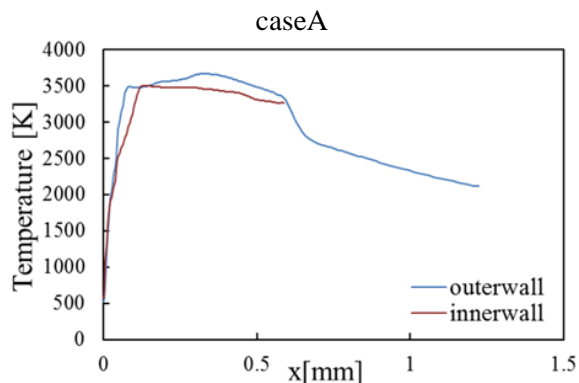
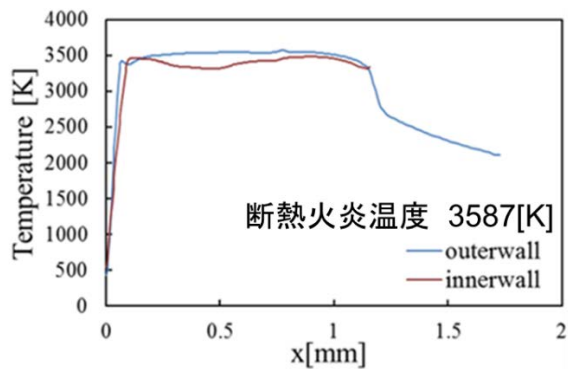


Fig.7 Time-averaged temperature along axial direction.

Table 1 Specific impulse and thrust.

	Isp [s]	Time-averaged thrust [N/m ²]
caseA	321	1.94x10 ⁶
caseB	332	1.92x10 ⁶
caseC	325	2.13x10 ⁶
caseD	334	2.06x10 ⁶

次にノズルの収縮部分の長さの影響を見るために、caseA と caseC 及び caseB と caseD の比較を行う。その結果、ノズル収縮部が長い caseC と caseD が高い値を示した。推力の差に関しては、第二、第三の後続衝撃波が影響を及ぼしている可能性があり今後も調査する必要がある。これらの結果より、直管部が短く、ノズル収縮部が長い caseD が最も高い性能を示した。TS-702 に関してだが、この燃焼試験におけるシステム全体の Isp は 273~282 秒を示した。今回の CFD による計算結果は実験結果に比べて燃焼室圧力が高く、粘性を考慮していないため現時点での優劣の比較は困難である。

4. 結論

本研究では、3次元数値解析により、燃焼器 TS-702 を RDE に適応した際の内部の流れ場の解析、性能の評価を行い、以下の知見を得た。

- デトネーション付近では内壁での温度の立ち上がりが見られず遅れており、すべてのケースで全体的に外壁の温度の方が高い値を示した。また、燃焼室温度は 3400K~3500K であり、断熱火炎温度との優位な差は見られなかった。
- デトネーション波付近内壁で 100MW/m² 以上、スロート付近外壁で 80MW/m² 程度の熱流束を示した。定圧燃焼の燃焼器より大きな吸熱が行える可能性がある。さらに正確な値を算出するために粘性を考慮する必要がある。
- 比推力に関して、ノズルの収縮部を長くすることで推進性能の上昇につながり、また、直管部（燃焼器）の長さが短いほど推進性能の向上に繋がっている。これらは、後続衝撃波がスロートへ到達する状態に影響されていると思われる。

謝辞

本研究の数値解析には大阪大学サイバーメディアセンタースーパーコンピュータを利用した。ここに記して感謝の意を表す。

参考文献

- (1) Zhdan, S.A. Mardashev, A.M. and Mitrofanov, V.V. Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol.26, No.2, pp. 210-214(1990).
- (2) Hishida, M. Fujiwara, T. Worlanski, P. Shock Waves, 19, 1-10 (2009).
- (3) Liu, Y. Wang, Y. Li, Y. Li, Y. Wang, J. Chinese Journal of Aeronautics, Vol.28, pp.669-675(2015).
- (4) Tsuboi, N. Watanabe, Y. Kojima, T. Hayashi, A.K. Proceedings of the Combustion Institute, 35, 2005-2013(2015).
- (5) Rankin, B.A. Hoke, J.L. Schauer, F.R. 52nd AIAA Aerospace Science Meeting, 13-17(2014).
- (6) Kuratani, K. Akiba, R. Nagatomo, N. 宇宙科学研究所報告, 特集 6, 167-192, 1983-03(1983).