jh240048

## デトネーションエンジンの排気流による超音速乱流現象に関する数値解析

## 松尾 亜紀子 (慶應義塾大学)

#### 概要

本研究では、デトネーションの熱機関応用を見据え、デトネーション燃焼器内 部および排気流における流体-化学反応連成問題を対象に大規模数値解析を実施 した。特に本年度は、排気流の生成過程および超音速主流との干渉現象に着目し、 段階的な解析を行った。その結果、デトネーション燃焼によって排気の動圧が増 加し、主流中への貫通高さや燃焼効率の向上が確認された。さらに、計算機科学 分野の研究者との共同により数値計算コードの高速化を達成し、当初下半期に予 定していた高解像度解析を上半期に前倒しして実施可能となった。これにより、 超音速主流中での大規模な渦構造の観測にも成功した。

- 1. 共同研究に関する情報
- (1) 共同利用・共同研究を実施している拠点名東北大学 サイバーサイエンスセンター
- (2) 課題分野大規模計算科学課題分野
- (3) 参加研究者一覧と役割分担
  - 松尾亜紀子(慶應義塾大学理工学部):
     代表者,研究総括
  - ・ 江川隆輔(東京電機大学工学部):
     副代表者,ノードレベル最適化
  - 磯部洋子(日本電気株式会社,兼・東北大 学協力研究員):並列化処理
  - 高橋慧智(東北大学サイバーサイエンス センター・スーパーコンピューティング 研究部):ノードレベル最適化
  - 加藤季広(日本電気株式会社):並列化処
     理
  - 宮下萌乃(慶應義塾大学大学院理工学研 究科):並列化処理
  - 田野貴史(慶應義塾大学大学院理工学研 究科):並列化処理

田原淳一 (慶應義塾大学大学院理工学研 究科):並列化処理

## 2. 研究の目的と意義

デトネーションは、音速の 5-10 倍もの速度で自 律的に伝播する燃焼波[1]であり、その高い理論熱 効率[2]と短い燃焼完結距離[2]を活かし、世界各国 で工学的な応用が試みられてきた.特に,航空宇 宙工学分野では近年、回転デトネーションエンジ ン(Rotating Detonation Engine, RDE)と呼ばれる次 世代型ロケットエンジンの研究開発が加速してい る[3][4]. 国内では, 2021年に宇宙空間での実証実 験に成功するなど[3]、デトネーションを利用した ロケットエンジン開発の道筋は既に確立されつつ ある.一方で,持続可能な将来型宇宙輸送システ ムの構築には、推進性能だけでなく、低コストや 再使用可能であるといった高頻度往還性能を備え ることが求められている[5]. 高頻度往還性能の獲 得には、ロケットエンジンの10倍以上の比推力を 発揮できるエアブリージングエンジンの活用が不 可欠である.特にエアブリージングエンジンのう ち作動速度域がマッハ約5以上のスクラムジェッ トエンジンは、将来型宇宙輸送システムとして注 目され、作動速度域のさらなる拡大や燃焼効率の

改善を目的とした多くの研究が行われている.以 上の背景から,持続可能な将来型宇宙輸送システ ム構築に貢献するためには,デトネーションとい う革新的な燃焼技術を,ロケットエンジンへの応 用に留まらずスクラムジェットエンジンへも適用 可能な技術として発展させることが必要である.

昨年度より継続して実施してきた本研究は,大 規模数値解析によってデトネーション燃焼器の基 本的性質を明らかにし,デトネーション燃焼器の 特性を活かした次なる応用法を確立することで, スクラムジェットエンジンの技術的課題解決への 糸口とするものである.

2023年度は、デトネーション燃焼器の内部流れ の詳細解明に取り組み,特に燃焼器スケールが内 部流れに及ぼす影響、伝播モードの変遷過程など が明らかとなった。また、推力の向上が期待され る拡大角をもつデトネーション燃焼器に関しても、 内部流れ構造および拡大角の効果についての知見 を得た。2年目となる2024年度は、2023年度で得 られた知見を踏まえ、次なるアプローチとしてデ トネーション燃焼器排気流に着目し、大規模数値 解析による排気流の特性解明を行なうことを目的 とした。

#### 3. 当拠点の公募型共同研究として実施した意義

本課題研究では、Navier-Stokes 方程式,気体種 保存則から成る微分方程式系を時空間離散化し,各 空間離散点に対して繰り返し同一の時間積分を行う. 高解像度・三次元の数値解析であるため離散点数が 多く,これらの演算を行うためにはベクトル型コン ピュータである SX-Aurora の利用が不可欠である. 本課題研究の演算のためのコードは,過去5年に渡 る SX-ACE や SX-Aurora を用いた研究によって最 適化されつつある.しかし,RDE を対象とした二次 元解析や低解像度三次元解析に用いた実績はあるも のの,高解像度三次元解析は未だ実施例がなく,大 規模化に伴うさらなるコードの改善および計算機科 学に関する知見が不可欠である.

以上のように、本課題研究の内容は高度に学際的 であり、実施に際して計算力学を専門とする慶應義 塾大学と、計算機科学を専門とする東北大学の共同 研究により実施した.

## 4. 前年度までに得られた研究成果の概要

前年度上半期は,既に実行実績のある計算規模 での低解像度解析を実施し,燃焼器サイズ効果お よび燃焼器拡大角の内部流れに対する効果の傾向 を見出し,内部現象の把握を行った.また,下半 期にはさらなる高解像度化に向けた解析コードの 検証を行い,低解像度解析で行った1ケースに対 し高解像度解析を実施し,結果を比較することで 低解像度解析の信頼性を確認した.

#### 5. 今年度の研究成果の詳細

上半期は,既に実行実績のある計算規模での低 解像度解析を実施し,デトネーション燃焼器の燃 焼形態および排気流の特性に着目した解析を行い, 燃焼器出口から排気される排気流の生成過程、お よび外部超音速流に対する排気流の貫通高さや燃 焼効率等の評価を行い,大まかな傾向把握を行っ た.また,さらなる高解像度化に向けた解析コー ドの検証を行った.

さらに、コードの高速化が達成されたことで当 初の想定よりも課題実施が円滑に進み、下半期に 予定していた高解像度解析を上半期に繰り上げて 実施した.超音速流中における乱流構造等の評価 を行い、この解析により今年度に予定していた一 連の解析は全て完了した.

4 月から上半期までに使用した計算機資源量は 19516 NH (採択された全 NH の 100%相当)であ り,想定よりも迅速な課題実施に伴う資源利用状 況となった.

#### 5.1 低解像度解析による結果(上半期)

#### 5.1.1 RDC 排気流の特性

上半期ではまず、図1に示す通り流路断面積が 一定の直管部と下流に設けられた拡大ノズル部か ら構成される RDC を想定し、排気流の特性調査 を行なった。RDC 燃焼器底部には24組のインジ ェクタを設置し,デトネーション燃焼に必要な燃 料および酸化剤は,軸方向に対して45°傾けられ

たインジェクタから対向衝突させる形で供給した. このインジェクション方式は、実験において代表 的に用いられる供給方法を模擬するものである. 計算コストの低減を目的として, RDC 内部の流れ 場については粘性を考慮せず, Euler 方程式を用 いた計算を実施した.また, RDC 内部への供給気 体は化学量論組成の予混合気とし、燃料と酸化剤 の混合過程は理想化して取り扱っている. RDCの 下流には拡大ノズルを接続し, RDC 燃焼器内部に おいてチョーク位置を設けた. なお、供給条件下 において化学平衡まで反応が進行した場合, RDC 内部の流れは熱閉塞状態となることが事前に見積 もられており、そのためノズルは拡大形状のみと し、収縮部は設けていない. RDC に接続するノズ ル長は5mm とした. RDC 部の境界条件には, 燃 焼器およびノズルの壁面には断熱滑り条件を適用 し、インジェクタ面についてはその直上の圧力に 基づき, チョーク流入・亜音速流入・流入停止が 動的に変化する境界条件を与えた.なお、計算規 模は既に実行実績のある 8VH (AOBA-S, SX-Aurora TSUBASA)程度とし、三次元粘性定常解析 を実施した.

図2に、(a) RDCの外壁、底面、出口における 圧力分布および(b) 軸方向の時空間平均圧力およ びマッハ数分布を示す. なお図の視点はデトネー ション波が手前に見えるよう調整されている.事 前の予備計算および 2023 年度に得られた知見か ら幾何的に最適化された RDC 内部では、デトネ ーション波が燃焼器下部(y=0-5 mm付近)に沿 って周方向に安定して伝播しており、特に高い圧 力上昇を示している. RDC の外壁に沿ったデトネ ーションの伝播速度は 3205 m/s であり、これは 供給条件に対し理論的に算出される Chapman-Jouguet (CJ) デトネーション速度の 101%に相 当した. この結果は、本解析において H2-O2予混 合気による理想的なデトネーション燃焼が達成さ れたことを示している. さらに、この伝播速度か ら計算された周波数は 102 kHz であり, RDC 直 径を代表長さ,伝播速度を代表速度として下記の 式より算出したストロハル数 (St) は 0.32 であっ た。

$$St_{RDC} = \left(\frac{fD}{U}\right)_{RDC} \tag{1}$$



Fig. 1 Computational grid and boundary conditions of the RDC section connected to the mainflow region:(a) side view and (b) bottom view including the injection configuration.



然焼器底部での圧力上昇後,デ ガスは y = 5-10 mm 付近で熱閉 6 度の拡大ノズルを通して超音 おり,この様子は図 6(b)から確 ロにおける排気ガスのマッハ数 この値は,予備計算および 2023 見により予測された最大動圧値

る瞬時の動圧比分布を図4に示 では、Gamba et al.[6]による実験 である,飛行高度 30 km、飛行マ したスクラムジェットエンジン 交対象とし,この気流条件(気 圧 40 kPa,静温 1580 K)の動圧 した。また、出口の動圧比分布 勾を施した値についても比較の いる.図4より,RDC 出口では 生が見られた.圧力が高い領域 高く,局所的には最大で約4.0 に 王力が低い領域では動圧比が低 された.

こより、デトネーションエンジ kHz もの高周波数でデトネーシ し,既燃ガス流には強い圧力擾 が確認された.すなわちこの圧 C を高速気流領域等に接続した 的な乱れを発生させる効果を持 と.

# 気流プロファイルを用いたデト 既燃ガス噴射の特性調査

ション燃焼器排気流を超音速気 の効果について検討した。デト よる効果をより一般的に議論す 」な燃焼状態である CJ 状態を仮 スについて計算を行った.まず 想的な燃焼が達成され,主燃料 、が理想的に混合され,混合気 れると仮定した.なお,各ケー する水素燃料を全て一定とし, デトネーション既燃ガスの流量を変えることで混 合気の当量比を 2.5-10.0 まで変化させた. Case B では、CJ 状態の既燃ガスが発生した後、体積膨張 により減圧し、主燃料と動圧値が一致した状態で、 主燃料と既燃ガスが同軸二重円孔より別々に排気 される場合を想定した. 噴射する水素流量および 当量比は Case A と同様に設定し、等エントロピ膨 張により、動圧比を燃料噴射孔と同値である 5.0 に 設定した. この 2 つのケースを用いて、同量の燃 料を噴射する際の燃料噴射システムの基本性能 (貫通高さ、燃焼効率への寄与)について、Baseline model(Gamba et al.[6]による実験で用いられた気流 条件および噴射条件)との比較を行った. 各ケース における供給条件を表 1,2 に示す。また、格子条件 および境界条件は図 5 に示す通りである。

CJ 状態の既燃ガスと主燃料の混合気が排気さ れる Case A に関し, 超音速空気流中の OH モル分 率,H2モル分率,温度分布およびマッハす数分布 を図 6 に示す.まず図 6(a)の OH モル分率を見る と、燃料噴射位置から下流で OH が分布している ことが全ケースで確認できる. 全ケースにおいて OH が分布する高さは Baseline model より上昇して おり,貫通高さの上昇が確認できる.また,表1に 示す通り,同量の燃料流量に対する既燃ガス流量 の比 α が最も高い ER2.5 では, OH が最も広範囲 に分布し、αが小さいケースほど OH の分布領域 が減少する傾向が確認できる. 次に(b)の H2 モル 分率の分布を見ると, Baseline model では H2 の流 れ方向にかけての分布に顕著な変化が見られない のに対し, ER2.5-ER10.0の全てのケースにおいて, 流れ方向に H2 のモル分率は減少し, 主燃料の水 素が消費されている様子が確認できる.また、流 量比 α が高いケースほど H2 の貫通高さは上昇し た.

(c)の温度分布では,既燃ガスの排気とともに弓 状衝撃波が形成され,鏡面境界に反射しているこ とが観察できる.主流中の燃料噴射位置より後流 では温度上昇が見られ,(a)において OH が多く分 布する領域と概ね一致することから,化学反応を 伴う温度上昇が起きていると考えられる.また,

Table 1 Jet profile for Case A

case	P <sub>0,CJ</sub> [MPa]	Т <sub>0,СЈ</sub> [K]	d [mm]	ṁ [g/s]	J [-]	ratio of flow rate (mole) $\alpha = \dot{m}_{\rm CJ}/\dot{m}_{\rm H_2}$ [-]
ER2.5	53.12	2585.2	1.98	95.4	122.75	1.92
ER5.0	30.89	1954.1	1.68	38.2	72.42	0.72
ER7.5	22.57	1601.8	1.51	21.7	53.91	0.32
ER10.0	18.15	1376.0	1.51	17.3	43.62	0.24
Baseline Model	(2.02)	(300)	2	3.92	5.00	0

Table 2 Jet profile for Case B

case	$d_{ m out}/d_{ m in}$ [-]	ṁ [g/s]	ratio of flow rate (mole) $\alpha = \dot{m}_{\rm CJ}/\dot{m}_{\rm H_2}$ [-]
Coaxial_ER2.5	1.98	95.4	1.92
Coaxial_ER5.0	1.68	38.2	0.72
Coaxial_ER7.5	1.51	21.7	0.32
Coaxial_ER10.0	1.51	17.3	0.24



Fig. 5 Calculation mesh and boundary condition

図中の燃料噴射位置付近で黒く表される部分では Barrel shock の形成が見られ,表1に示す通り,主 流に対する動圧比が高いほど Barrel shock の位置 が上昇した.(d)のマッハ数分布を見ると,全ての ケースにおいて疑似衝撃波の形成は見られず,領 域全体では亜音速となっていないことから,始動 状態を達成できていることが確認できる.また, 主流に対する動圧比が最も高い ER2.5 のケースで は,燃料噴射位置の後流の下壁付近で亜音速領域 の形成が見られ,その他のケースにおいても境界 層厚さが増大していると考えられる.

Case A および Case B に関し,貫通高さと燃焼効 率の観点から Baseline model との比較を行った結 果を示す.なお、Case A の貫通高さを図 7、デト ネーション既燃ガスを用いた場合の動圧比の貫通 高さへの感度を図 8 に示す.なお、燃焼効率に関 しては下記の式(2)を用いて流れ方向に対し算出 した.



Fig. 6 OH mole fraction, H<sub>2</sub> mole fraction, temperature and Mach number distribution (Case A)



Fig. 7 Penetration height for Case A

$$\eta = 1 - \frac{m_{H2, \text{ uncomb}}}{\dot{m}_{H2, \text{ jet}}}$$
(2)

まず図 7 では,全ケースにおいて無次元化貫通高 さは Baseline Model を上回っていることが確認で きる.すなわち,デトネーション燃焼による昇圧 で動圧値が上昇し,従来型の燃料噴射方式よりも 貫通高さを改善できることを意味する.

一方で, Smith et al.[7]による式

$$r = \sqrt{\frac{\rho_j U_j^2}{\rho_\infty U_\infty^2}} = J^{0.5} \tag{3}$$

に則り,動圧比の平方根を用いて無次元化した貫 通高さは,図8に示す通り全てのケースで一致し た.すなわち,動圧比の変化が貫通高さに与える 影響は,噴射するガスの組成や温度等によらず, 式(3)に従うことが確認された.



Fig. 8 Non-dimentionalized penetration height

for Case A



Fig. 9 Combustion efficiency for Case A



Fig. 10 Combustion efficiency for Case B (nondimentionalized by diameter of inner cylinder)

Case A における燃焼完結率を示す図9を見ると、 Baseline Model では、燃焼器出口において噴射した 燃料の60%が消費されたことが分かる.同様に他 ケースにおいても噴射燃料の 60%消費位置を確認 すると、全てのケースで Baseline Model の半分以 下の距離で 60%燃焼完結を達成した.また,最も 燃焼完結距離が長い ER10.0 であっても, 無次元化 燃焼完結距離は Baseline Model よりも約 55%削減 されており、デトネーション既燃ガスの燃焼促進 効果によってスクラムジェットエンジンの燃焼器 長さを短縮できることを示唆している. さらに, デトネーション既燃ガスと噴射燃料との流量比 α が高いほど短い距離で燃焼が進行しており、 デト ネーション燃焼による燃焼促進効果は流量比 α に 依存していると考えられる. すなわち, 噴射する 燃料流量に対するデトネーション既燃ガスの流量 を変化させた Case A の結果から、 デトネーション 既燃ガスをより多く添加することによって、より 顕著な燃焼促進効果が得られることが確認された.

次に、CJ 状態のデトネーション既燃ガスが体積 膨張し、主燃料と別々に同軸二十円孔より排気さ れる Case B に関し、Case A と同様に流れ方向の燃 焼完結率を図 10 に示す.なお、デトネーション既 燃ガスと主燃料との流量比αが一致する Case A に 関しても比較のため同図に示した.燃焼完結距離 に関しては、主燃料の噴出孔の直径(2 mm)で無次 元化を施している.その結果、Case B では全ての ケースにおいて Baseline Model よりも短い距離で 60%燃焼完結を達成していることが確認された. また、最も燃焼完結距離が長い coaxial\_ER5.0 にお いても, Baseline Model の 60%燃焼完結距離の約 53%の位置で同様の燃焼完結を達成した. Case A と Case B とで比較すると, Case A の方がどの条件 においても短い距離での 60%燃焼完結を達成した. しかしながら, 別々に供給された場合であっても, Baseline Model と比較すれば燃焼促進効果は発揮 されており, スクラムジェットエンジンの燃焼器 長さの短縮に寄与できると考えられる.

以上のような結果から、デトネーション燃焼に よる昇圧効果により,一定の燃料流量に対しデト ネーション既燃ガスを多く添加するほど主流に対 する動圧比は上昇し,その結果貫通高さも上昇し た.すなわち,燃料のみを噴射する従来型の燃料 噴射方式よりも,貫通高さを改善する効果が期待 できることを示唆する結果である.

#### 5.2 高解像度解析による結果

デトネーション燃焼器の排気流と超音速流が干 渉する非定常燃焼流に高解像度解析を実施し,デ トネーション燃焼器の非定常性が超音速気流中で の燃焼に与える影響を調査した.計算規模は32VH (AOBA-S, SX-Aurora TSUBASA)程度とし,実施に あたっては,事前に解析コードの検証および高速 化作業を行った.

高解像度解析によって得られた流れ場のQ値の 等値面の可視化を図11に示す.高解像度解析によ って,RDCを用いない baseline model と比べ、RDC 排気流の擾乱によって生成された主流中の大規模 な渦構造が確認された。また、生成された渦構造 はデトネーションの伝播とともに連続的に生成さ れており、主流方向に沿って流れていく様子が確 認された。なお本結果に関しては、2025年度より 引き続き後処理等を進め、さらに詳細な渦構造の 解明に取り組む予定である。

## 6. 進捗状況の自己評価と今後の展望

本研究課題の実施により得られた知見は以下の 通りである.また,申請時に設定した年度計画を 基にした進捗の評価についても述べる.

回転デトネーション燃焼器の燃焼形態および排

気流の特性に着目した解析を行い,燃焼器出口から排気される排気流の生成過程、および外部超音 速流に対する排気流の貫通高さや燃焼効率等の評 価を行い,以下の知見を得た.

- デトネーションがもたらす昇圧効果により、 デトネーションエンジン内に供給された未燃 ガス流は、動圧値が上昇しながら既燃ガス流 となり排気される.この動圧値の向上は、超 音速気流中における貫通高さの改善に寄与で きる可能性を示唆する.
- デトネーション燃焼によって、既燃ガス流は 高温かつ活性化学種を含んだ状態で排気され る.この特性は、超音速気流中での乱流燃焼 に対し反応時間を短縮する効果のある高温ガ スを、拡散燃焼による生成時と超音速主流中 における燃焼効率を改善する可能性を示唆す る.
- デトネーションエンジン内部では、1-100kHz もの高周波数でデトネーション波が連続伝播 し,既燃ガス流には強い圧力擾乱が含まれる.
   この圧力擾乱により、高速気流中で乱れを連 続的に発生させる効果が期待できる.

さらに,計算機科学分野の研究者との共同研究に よってコードの高速化が達成され、当初の想定よ りも課題実施が円滑に進み,下半期に予定してい た高解像度解析を上半期に繰り上げて実施するこ とが可能となった.4月から上半期までに使用した計算機資源量は19516 NH (採択された全 NHの100%相当)であり,想定よりも迅速な課題実施に伴う資源利用状況となったと言える.

なお本課題では次年度も引き続きデトネーショ ン燃焼器および排気流に対する高解像度解析を行 っていく予定である.2025年度では特に,2024年 度には乱流構造のさらなる詳細評価や、実際の実 験結果との比較による数値解析結果の妥当性向上 に取り組むことにより、デトネーションの新たな 工学的応用例の提案へと繋げたい.

#### <参考文献>

- [1] Lee, J. H. S. The Detonation Phenomenon. Cambridge University Press, Cambridge, 2008.
- [2] Y.B.Zeldovich, To the Question of Energy Use of Detonation Combustion, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 3, pp. 588-592, 2006.
- [3] Goto et al., Journal of Spacecraft and Rockets, 60:1, 2023, 273-285
- [4] Thomas W. Teasley et al., AIAA 2023-1873. AIAA SCITECH 2023 Forum. January 2023
- [5] Kanda et al., 独立行政法人航空宇宙技術研究 所報告, 2002, no. 1442T, p. 1–15.
- [6] M. Gamba et al., J. Fluid Mech., 780, 226-273, 2015.



are colored by the non-dimensional streamwise velocity. (a) baseline model; (b) RDC injection model.