

# アドバンス・シミュレーション 第3回 ・セミナー 2024

2024年 6月28日(金) 開催

## プログラム

1. アドバンスソフト株式会社についてと、先生のご紹介 ..... 1

### 招待講演

2. 「デトネーションエンジン開発状況とシミュレーション事例の紹介」 ..... 3

慶應義塾大学 理工学部 機械工学科 教授 松尾 亜紀子 様

3. アドバンスソフトからの情報提供 ..... 47

## 講演概要

### 「デトネーションエンジン開発状況とシミュレーション事例の紹介」

慶應義塾大学 理工学部 機械工学科 教授 松尾 亜紀子 様

デトネーション波とは予混合気体中を超音速で伝播する燃焼波であり、その伝播速度は 2000m/s にも達する。近年、このデトネーション燃焼を用いたエンジンの開発が世界各国において進められており、多くの講演会においてセッションが企画され、数多くの研究及び開発状況の発表がなされている。

講演では、現状での世界におけるデトネーションエンジン研究開発の状況について概説する。特に日本におけるプロジェクトの状況については、世界に先駆けて行われたデトネーションエンジンのロケット打ち上げによる宇宙実証について紹介する。また、我々が取り組んでいる解析事例についても紹介する。

AdvanceSoft



アドバンスソフト株式会社 セミナー事務局

〒101-0062 東京都千代田区神田駿河台四丁目3番地 新お茶の水ビルディング 17階西

TEL: 03-6826-3971 FAX: 03-5283-6580

URL: <http://www.advancesoft.jp/> E-mail: [office@advancesoft.jp](mailto:office@advancesoft.jp)

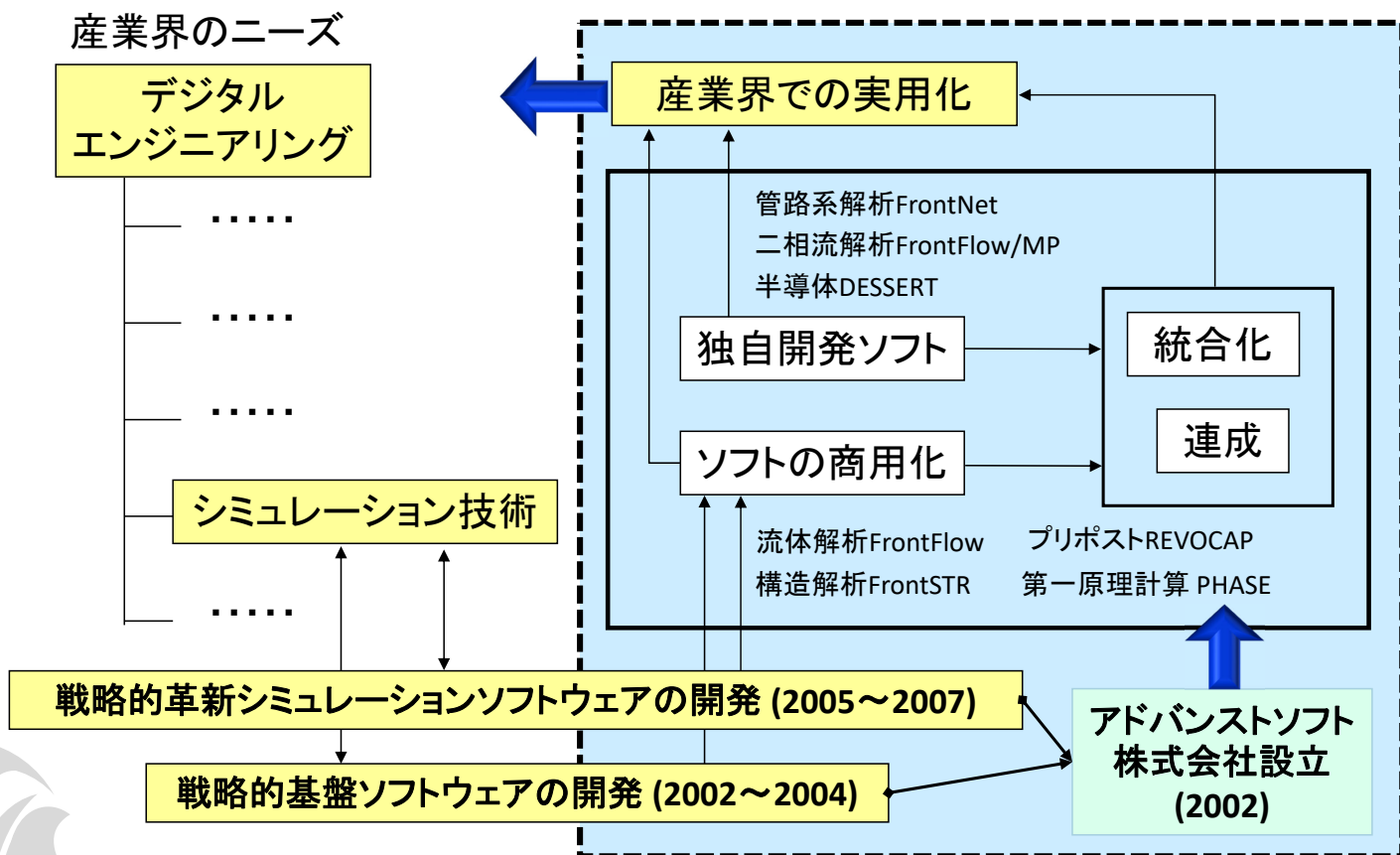


# アドバンスソフト株式会社についてと 先生のご紹介

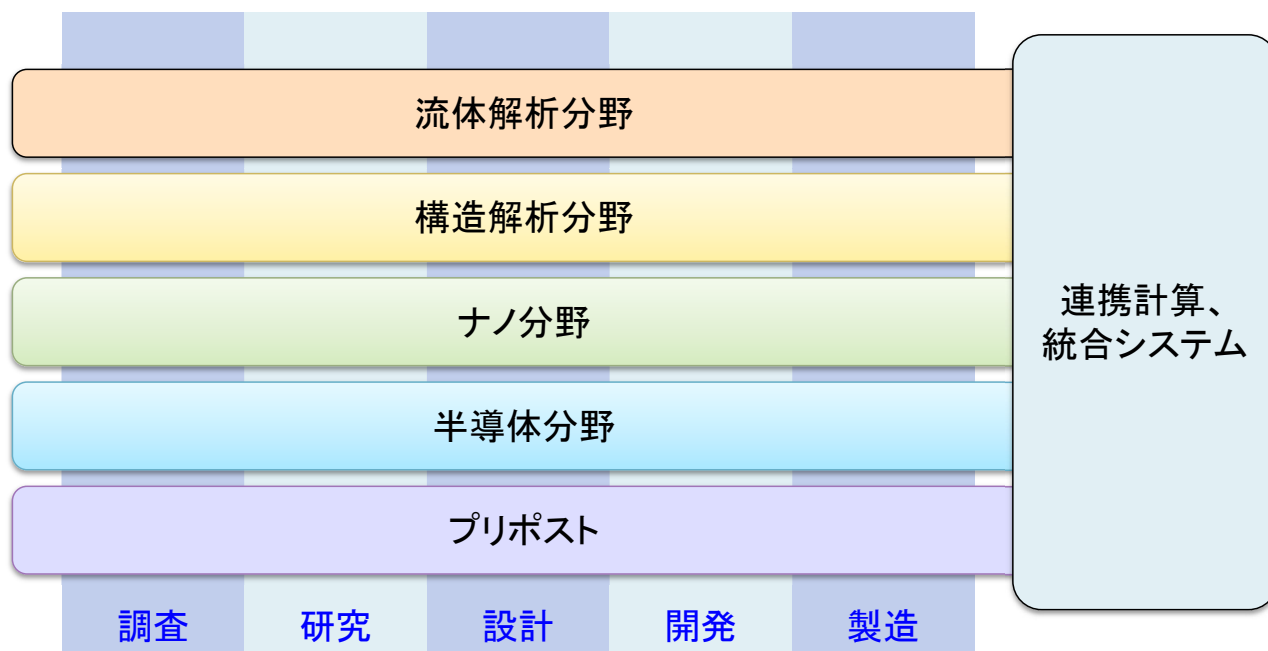
第3回 アドバンス・シミュレーション・セミナー 2024  
(慶應義塾大学 理工学部 機械工学科  
教授 松尾 亜紀子 様)

2024年6月28日 (金) 開催  
アドバンスソフト株式会社

## アドバンスソフトとは



# 事業分野



産業の主要な分野のあらゆるフェーズで直面する課題に対し、  
科学技術計算によるソリューションをご提供します。

# 松尾 亜紀子 先生 のご紹介

## ご経歴

- 1987年 津田塾大学 学芸学部 数学科 卒業。
- 1993年 名古屋大学 大学院工学研究科 航空工学専攻 博士課程修了。
- 2008年 慶應義塾大学 理工学部 機械工学科 教授。

## ご研究内容

専門は、圧縮性流体力学、燃焼工学、数値解析、宇宙推進工学。

# 「デトネーションエンジン開発状況 とシミュレーション事例の紹介」

慶應義塾大学工学部機械工学科  
松尾亜紀子

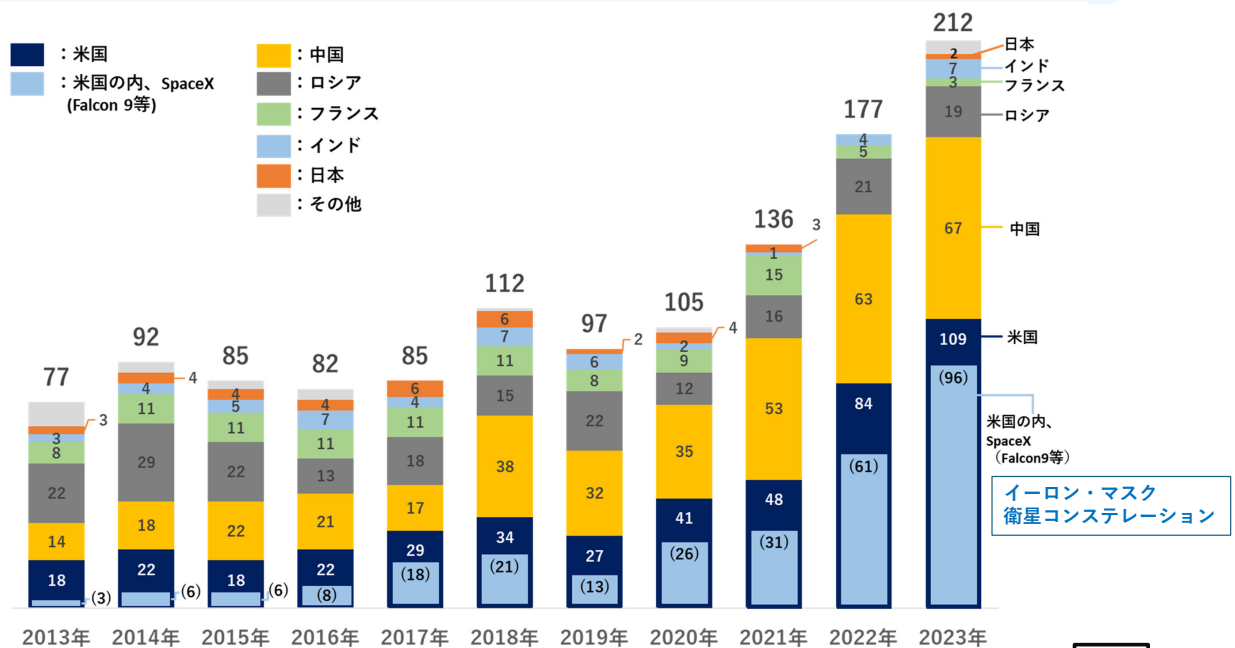


なぜデトネーションエンジンか？  
その前に、宇宙開発について知ろう

# 世界の宇宙輸送システムの動向

## ロケット打上げ数の推移

- 人工衛星の打上げ需要の増加を背景に、2023年の年間ロケット打上げ数は212回と過去最大数を記録。



※内閣府宇宙開発戦略推進事務局の調べ（打上げ成功のみカウント）

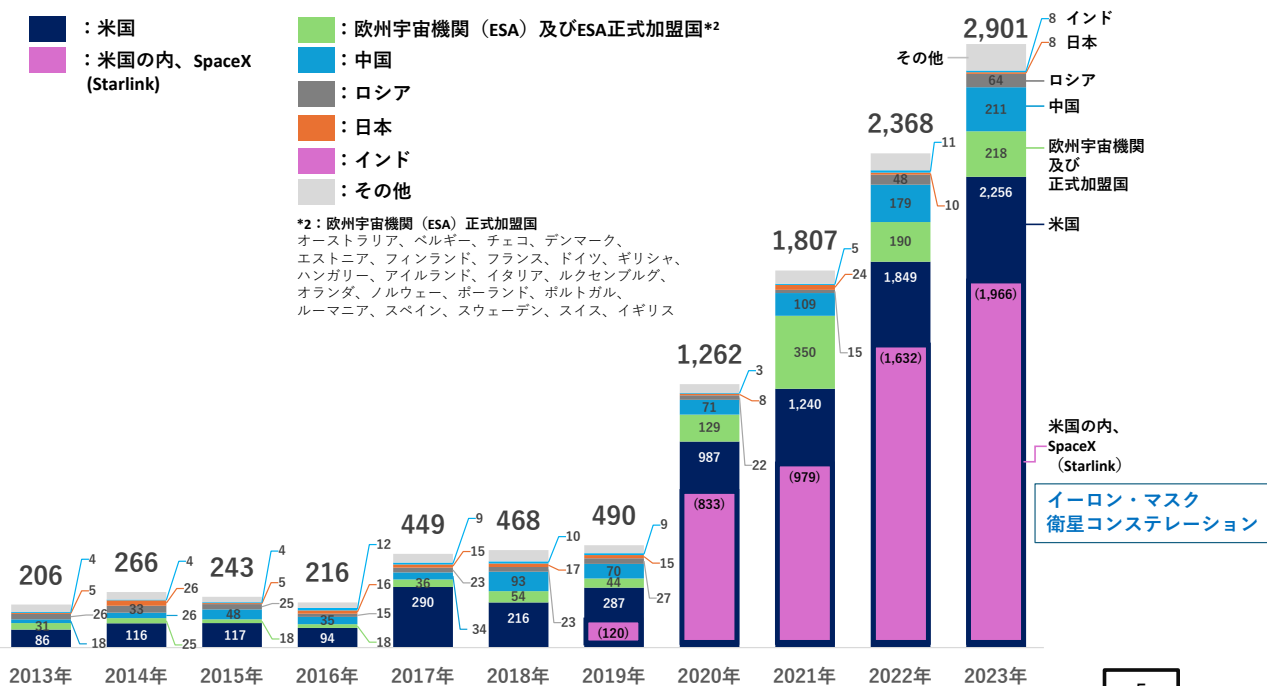
# 世界の人工衛星等\*1の打上げ数の推移

\*1：人工衛星等には、地球周回軌道を周回する人工衛星の他、惑星等の探査機や国際宇宙ステーションや中国の宇宙ステーション（天宮）の構造物、それらへの乗員や貨物の輸送機等を含む。

■：米国  
■：米国内、SpaceX (Starlink)

■：欧州宇宙機関（ESA）及びESA正式加盟国\*2  
■：中国  
■：ロシア  
■：日本  
■：インド  
■：その他

\*2：欧州宇宙機関（ESA）正式加盟国  
オーストラリア、ベルギー、チェコ、デンマーク、エストニア、フィンランド、フランス、ドイツ、ギリシャ、ハンガリー、アイルランド、イタリア、ルクセンブルグ、オランダ、ノルウェー、ポーランド、ポルトガル、ルーマニア、スペイン、スウェーデン、スイス、イギリス



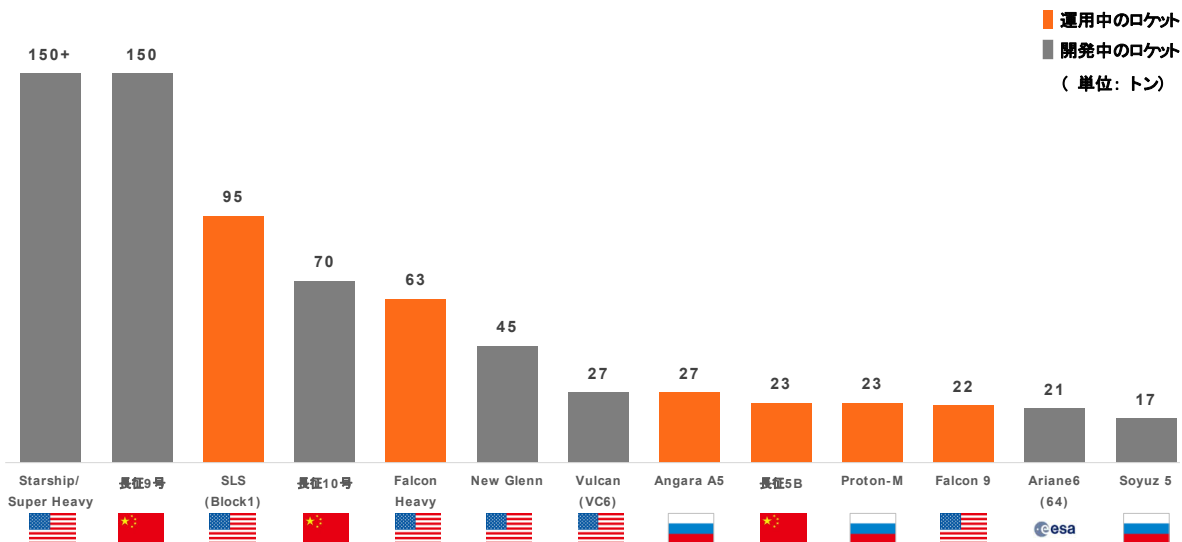
※JAXA調査国際部の調査情報等のデータソースに基づき、内閣府宇宙開発戦略推進事務局の調べ（打上げ成功のみカウント）

5

## 輸送能力の強化

- 各国で大型ロケットの開発と運用が進展。
- これは、従来より大型のペイロードの打上げニーズへの対応を目的としたもの（衛星コンステレーション構築に向けての衛星の多数機打上げ、静止衛星の大型化、商業宇宙ステーションや月・月近傍の活動拠点の建設、物資・人員輸送など）。

## 各国で開発・運用中の大型ロケットの地球低軌道への輸送能力



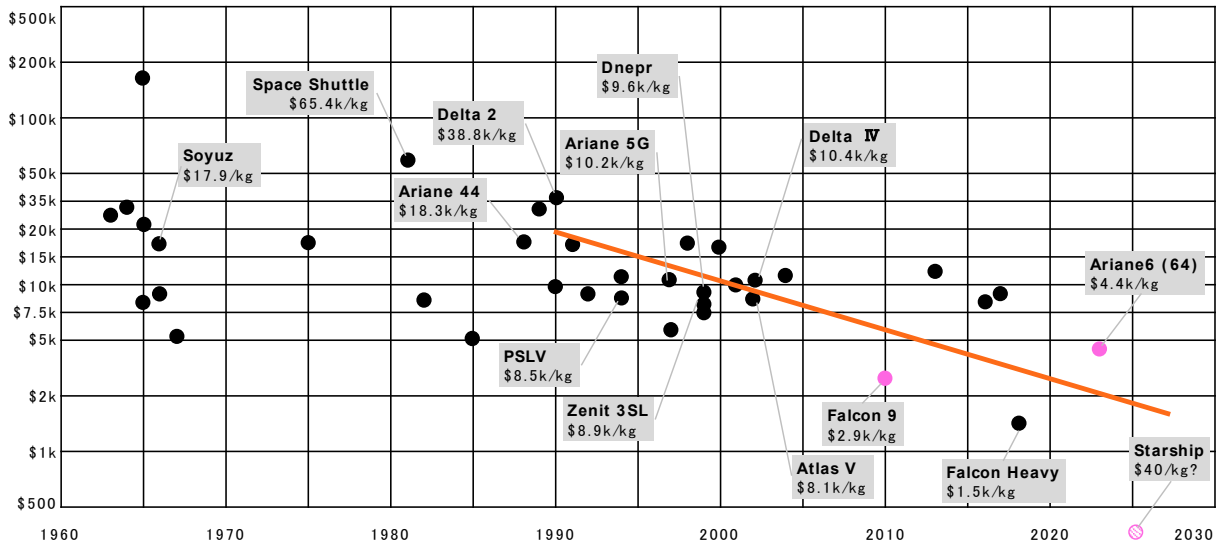
出所：世界の宇宙インフラデータブック2023（一般社団法人日本航空宇宙工業会）及び報道発表資料に基づき内閣府が作成

■ 打上げ価格の低減

- ・ 大型ロケットの打上げ価格（単位質量当たりの打上げ価格）は低減傾向にある。
- ・ 打上げ価格は、2000年代までは10,000USD/キログラムが水準だったが、SpaceXのFalcon9が2,900USD/キログラムを実現。

大型ロケットの地球低軌道への打上げ価格（単位質量あたり）の推移

（●はそのロケットが初めて打ち上げられた年を示す）



出所：CSIS Aerospace Security Project、世界の宇宙インフラデータブック2023（一般社団法人日本航空宇宙工業会）及び報道発表資料に基づき内閣府が作成

# 基幹ロケットの歴史と取り組み

液体ロケット

固体ロケット

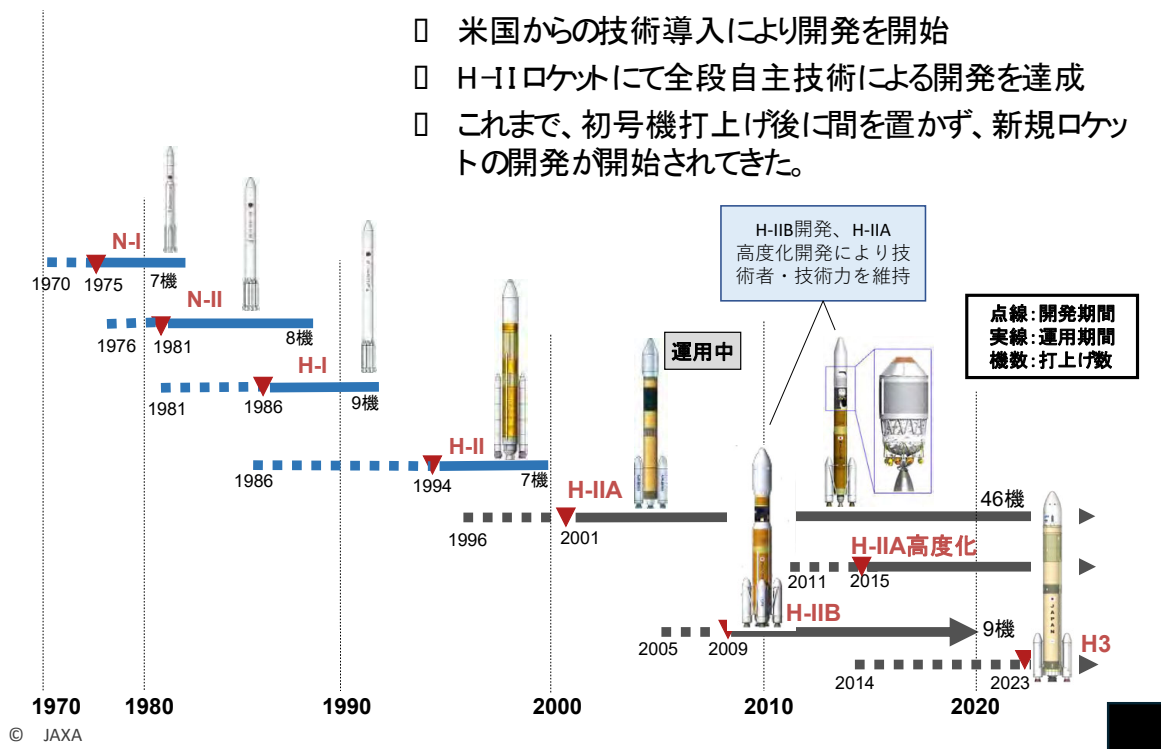
【宇宙輸送小委員会での資料利用】



# 我が国の液体ロケットの開発経緯



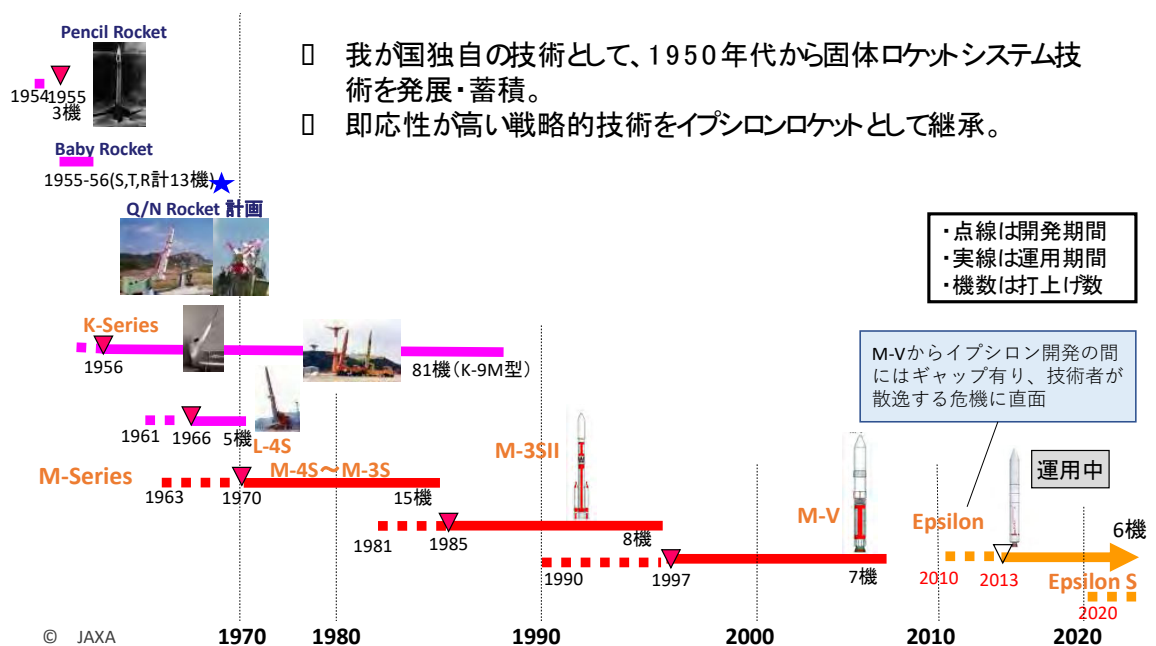
- 米国からの技術導入により開発を開始
- H-IIロケットにて全段自主技術による開発を達成
- これまで、初号機打上げ後に間を置かず、新規ロケットの開発が開始されてきた。



# 我が国の固体ロケットの開発経緯



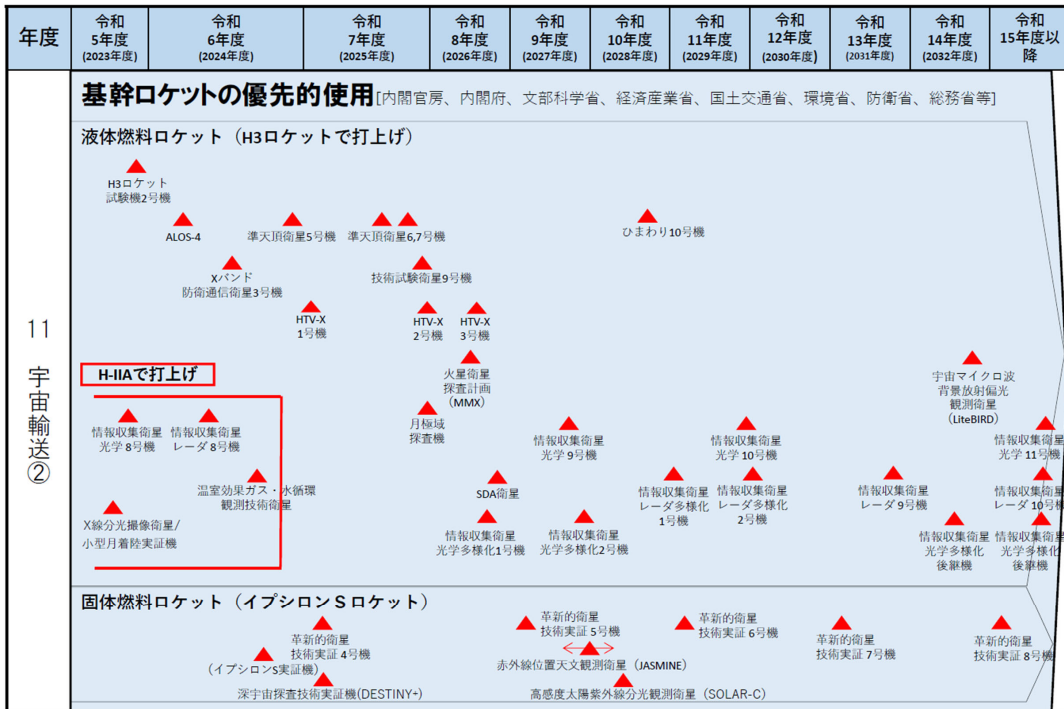
- 我が国独自の技術として、1950年代から固体ロケットシステム技術を発展・蓄積。
- 即応性が高い戦略的技術をイプシロンロケットとして継承。



# 基幹ロケットの打上げ計画

(出典) 宇宙基本計画工程表改訂 (2023年12月22日、宇宙開発戦略本部会合)

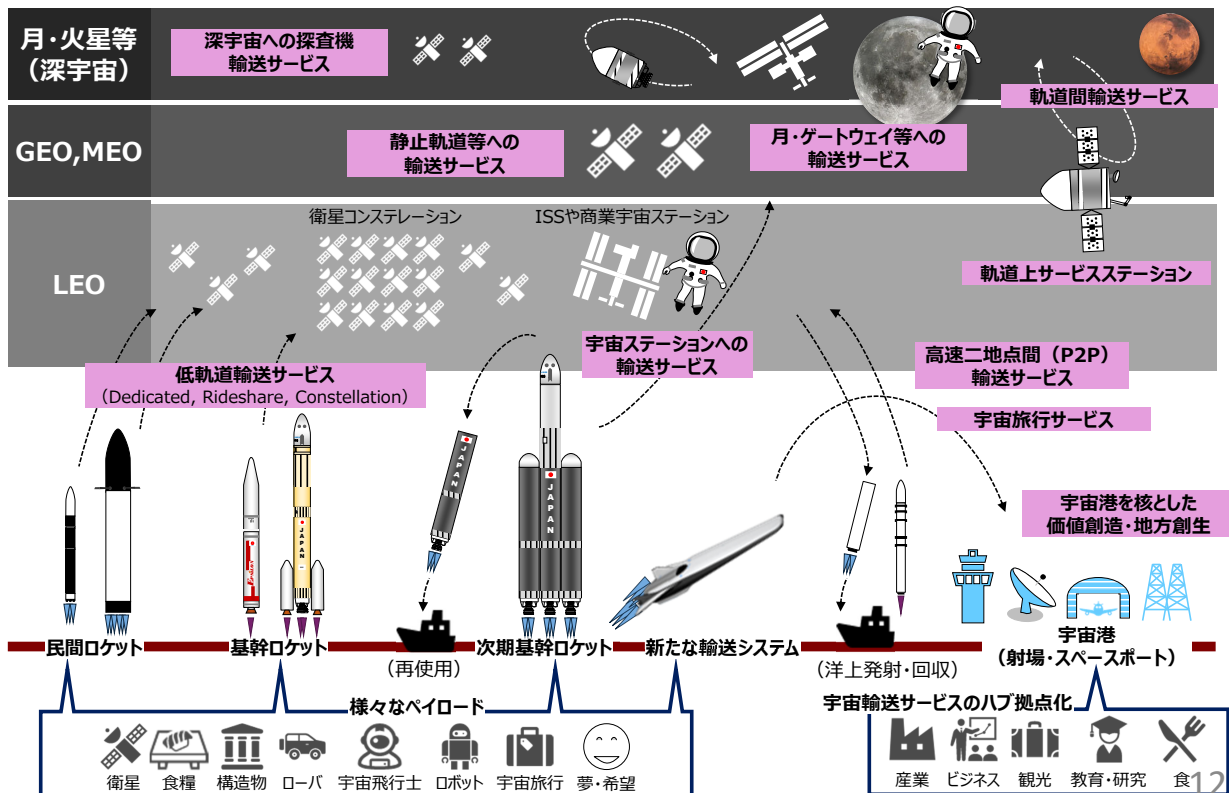
## (4) 産業・科学技術基盤を始めとする宇宙活動を支える総合的な基盤の強化



※：「▲」は各人工衛星の打上げ年度の現時点におけるめど等であり、各種要因の影響を受ける可能性がある。  
 ※： H3ロケット30形態の実証時期等は試験機2号機の打上げ結果等も踏まえ今後調整。

## 宇宙輸送の将来像

出典: 宇宙技術戦略(令和6年3月28日、宇宙政策委員会決定) p.65



■ ロケット開発へのスタートアップの参入

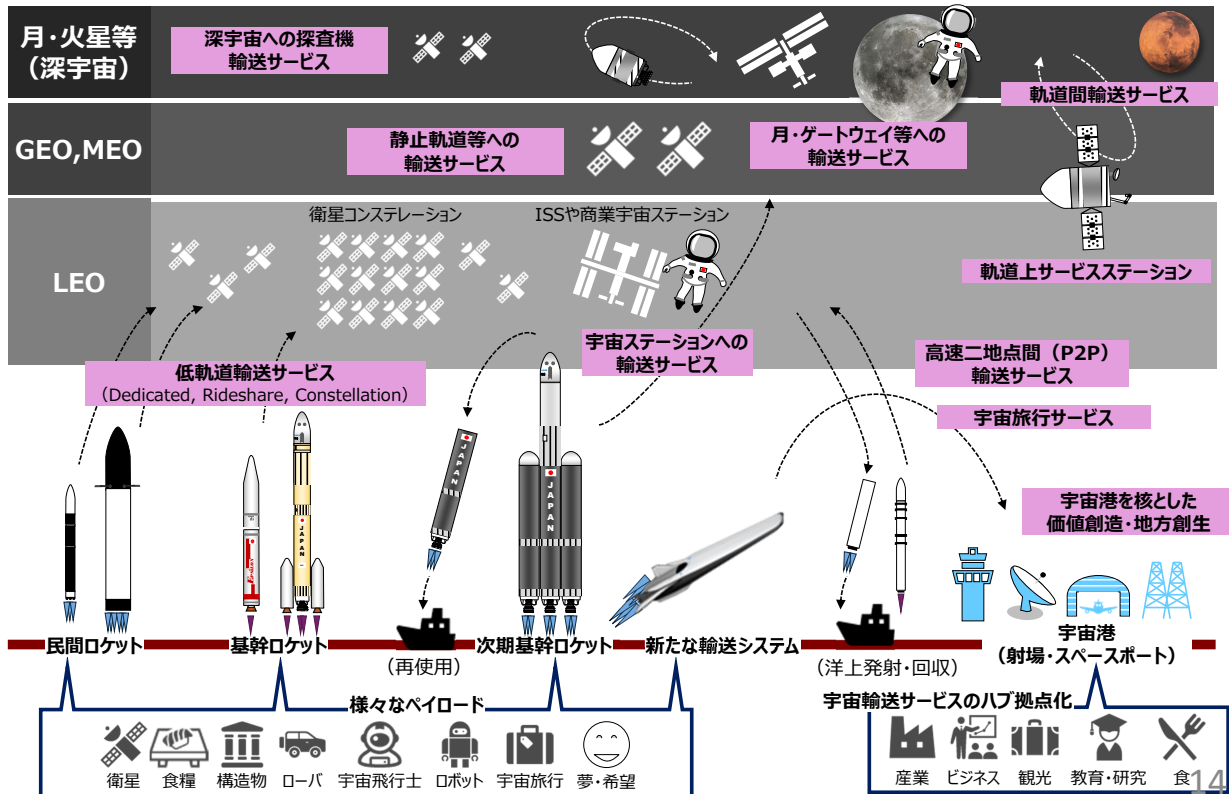
- ・ 民間企業によるロケット開発への参入が顕著。
- ・ 小型ロケット（LEOへ100～300キロの輸送能力）の開発が中心だったが、衛星コンステレーションへの対応などを背景に、米・中を中心に、輸送能力を数トン級まで向上させた中型ロケットの開発も活発化。

主なスタートアップが開発・運用するロケット

国	企業名	ロケット	燃料	打上げ能力(トン)		実績 (成功/総数)	初打上げ	射場	
				LEO	SSO			国	場所
日本	スペースワン	カイロス	固体燃料	0.25	0.15	開発中	(P)2023	日本	スペースポート紀伊
	インターステラテクノロジズ	ZERO	LOX/LCH <sub>4</sub>	0.15	-	開発中	(P)2024	日本	北海道スペースポート
アメリカ	Rocket Lab	Electron	LOX/Kerosene	0.3	-	34/37	2017	NZ	マヒア半島 他
		Neutron	LOX/LCH <sub>4</sub>	13	-	開発中	(P)2024	米国	Wallops
	Relativity Space	Terran 1	LOX/LCH <sub>4</sub>	1.5	0.9	0/1 (終了)	2023	米国	Cape Canaveral
		Terran R	LOX/LCH <sub>4</sub>	23.5+	-	開発中	(P)2026	米国	Cape Canaveral
	Firefly Aerospace	Firefly Alpha	LOX/RP-1	1	0.6	1/2	2021	米国	Vandenberg
		MLV	LOX/RP-1	1.6	-	開発中	(P)2025	米国	Vandenberg
	Astra Space	Rocket 3	LOX/RP-1	0.1	-	2/8	2020	米国	Kodiak 他
		Rocket 4.0	LOX/RP-1	0.6	-	開発中	(P)2023	米国	Kodiak 他
ABL Space Systems	RS1	LOX/Kerosene	0.6	-	0/1	(P)2023	米国	Kodiak 他	
英国	Skyrora	Skyrora XL	HTP/Kerosene	-	0.3	開発中	(P)2023	英国	Saxa Vord
	Orbex	Orbex Prime	Bio LPG	-	0.1	開発中	(P)2023	英国	Sutherland
ドイツ	HyImpulse	SL1	LOX/Paraffin	-	0.5	開発中	(P)2023	英国	Saxa Vord
	Isar	Spectrum	LOX/Propane	1	0.7	開発中	(P)2024	ノルウェー	Andoya 他
ドイツ	Rocket Factory Augsburg	RFA One	LOX/RP-1	-	1.3	開発中	(P)2023	英国	Saxa Vord
		Ceres-1	固体燃料	0.4	0.3	5/5	2020	中国	酒泉
		Pallas-1	LOX/Kerosene	5	3	開発中	(P)2024	中国	酒泉
中国	i-Space	Hyperbola-1	固体燃料	0.35	0.3	2/5	2019	中国	酒泉
		Hyperbola-2	LOX/LCH <sub>4</sub>	1.9	-	開発中	(P)2023	中国	酒泉
	Landscape	Zhuque-2	LOX/LCH <sub>4</sub>	6	-	0/1	2022	中国	酒泉
	CAS Space	Lijian-1	固体燃料	2	-	2/2	2022	中国	酒泉
Space Pioneer	Tianlong-2	LOX/Kerosene	2	1.5	1/1	2022	中国	酒泉	
Orienspace	Gravity-1	固体燃料	6.5	3.7	開発中	(P)2023	中国	海陽海上プラットフォーム	

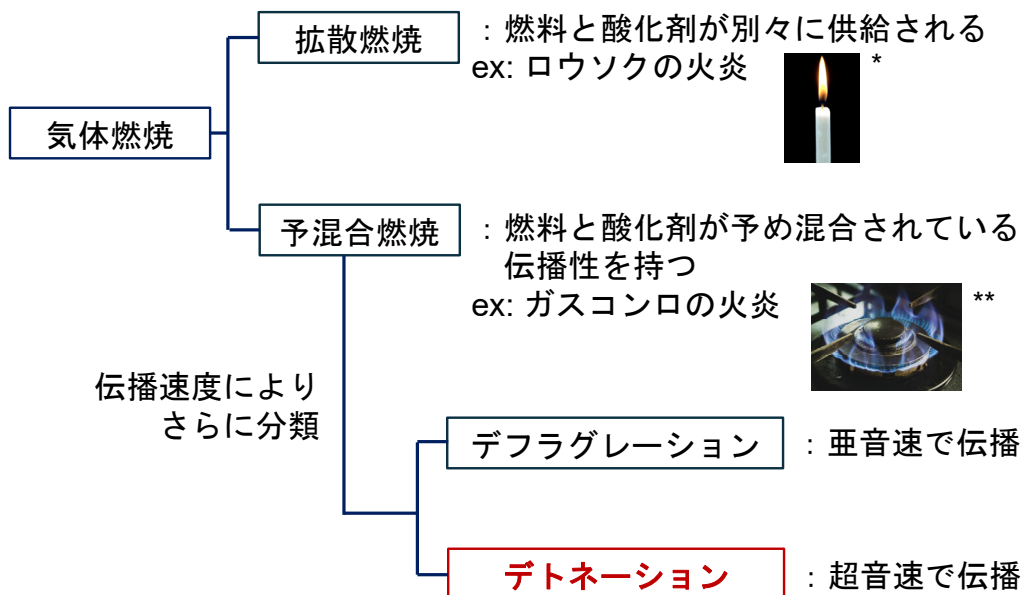
出所：世界の宇宙インフラデータブック2023（一般社団法人日本航空宇宙工業会）及び報道発表資料に基づき内閣府が作成

宇宙輸送の将来像 出典：宇宙技術戦略（令和6年3月28日、宇宙政策委員会決定）p.65



# デトネーションエンジンを知ろう

## 気体燃焼の分類



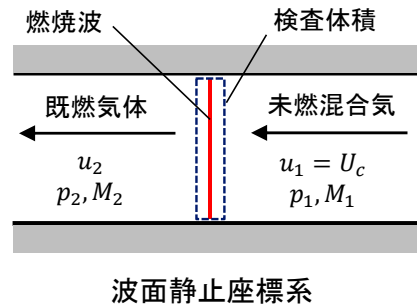
\*<https://unsplash.com/photos/FqqrFvq0Zgg>

\*\*<https://unsplash.com/photos/CdW4DAF5i7Q>

2024/7/8

# 予混合燃焼 (デフラグレーション, デトネーション)

- **デフラグレーション**
  - 燃焼波が亜音速で伝播する燃焼形態
  - 弱い膨張波
- **デトネーション**
  - 燃焼波が**超音速**で伝播する燃焼形態
  - 強い圧縮波



デトネーションとデフラグレーションの比較

無次元数	デトネーション	デフラグレーション
$M_c$	5~10	0.0001~0.03
$u_2/u_1$	0.4~0.7(減速)	4~6(加速)
$p_2/p_1$	13~55(圧縮)	0.98(わずかな膨張)
$T_2/T_1$	8~21(加熱)	4~16(加熱)
$\rho_2/\rho_1$	1.7~2.6	0.06~0.25

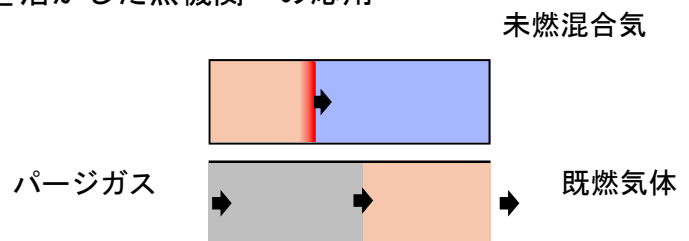
17/31

## デトネーションの熱機関への応用

デトネーションの高い理論熱効率, 短い燃焼完結距離を活かした熱機関への応用

### パルスデトネーションエンジン (PDE)

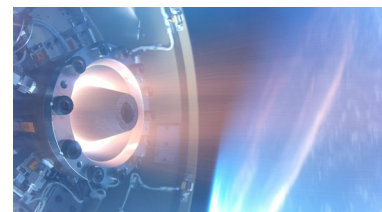
- 未燃混合気を充填した管内でデトネーションを発生させ、既燃気体を排気
- 間欠的に推力を発生



PDEにおけるデトネーションの発生と排気

### 回転デトネーションエンジン (RDE)

- 円筒管内でデトネーションを伝播させる
- 連続的な推力を発生



RDEの宇宙空間での作動の瞬間\*

2021年7月には、デトネーションエンジンシステムの  
世界初の宇宙飛行実証に成功

\*<https://www.isas.jaxa.jp/topics/002693.html>  
2024/7/8

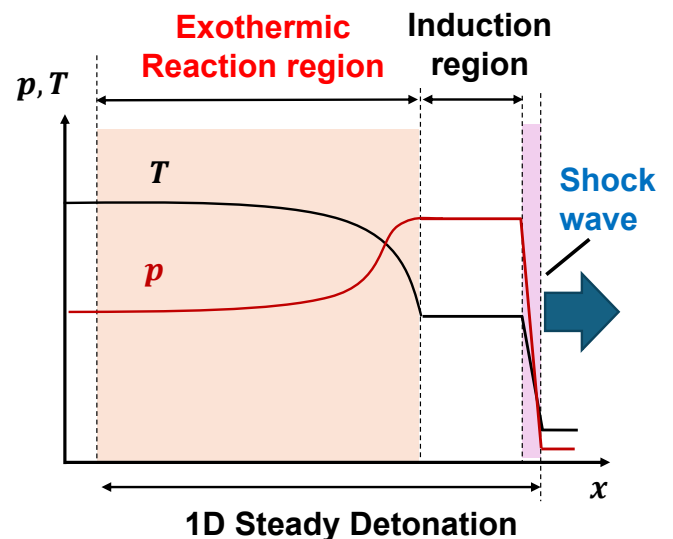
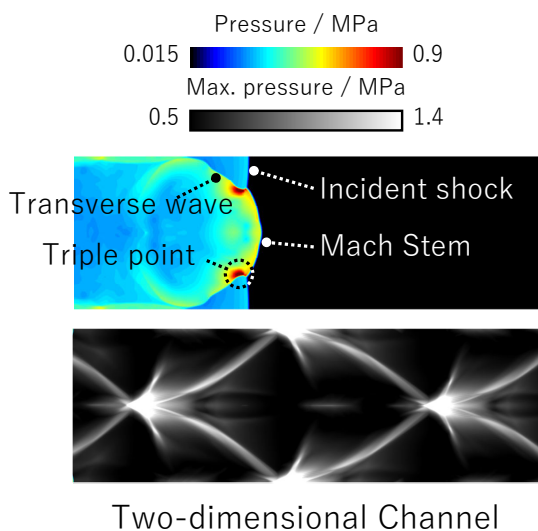
18/31

# What is Detonation?

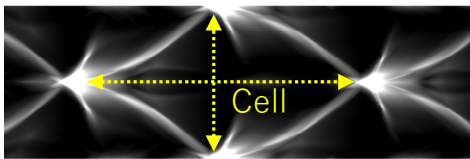
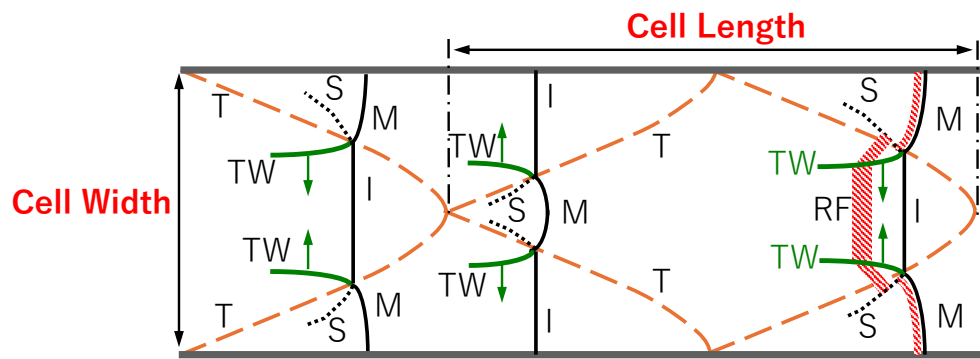
- There are two types of flames (combustion waves):
  - Premixed Flame  $\leftrightarrow$  Diffusion Flame
- Premixed Flame (Deflagration and Detonation)
  - Reactants are perfectly mixed before the chemical reaction.
- Diffusion Flame (Non-premixed flame)
  - Reactants diffuse into each other during the chemical reaction.
- Detonation propagates into the premixed gas with a leading shock wave, because its propagating speed is *supersonic*.

## Detonation, one of combustion wave in premixed gas.

- Detonation propagates in the premixed combustible gas mixture.
- Propagation velocity of Detonation is 2-3 km/s.
- Cellular pattern is observed after the propagation of detonation waves.

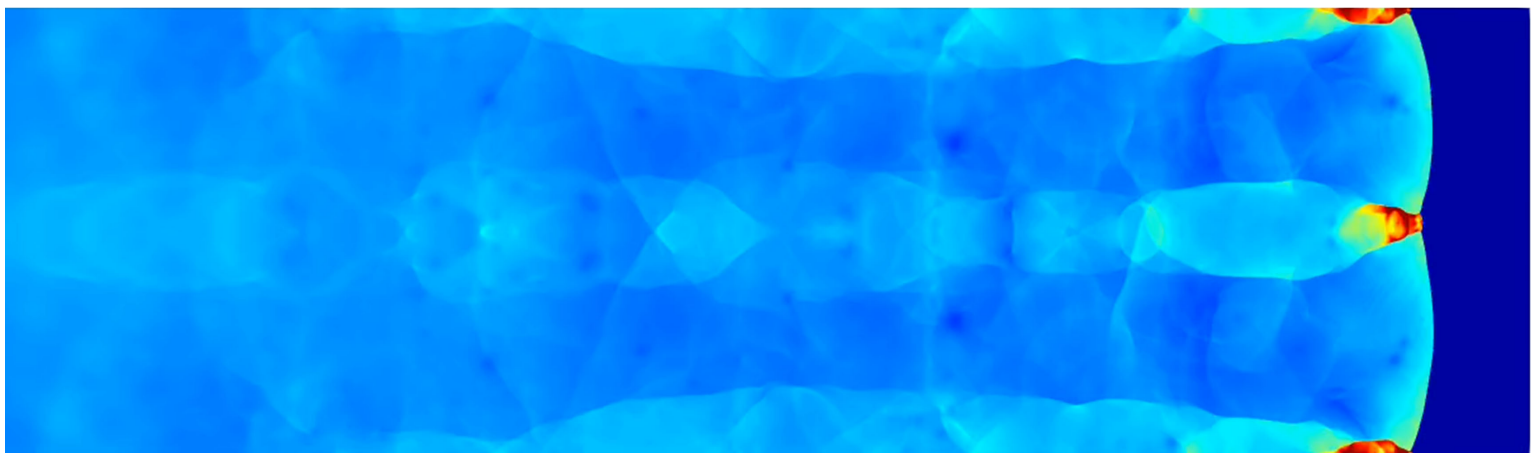


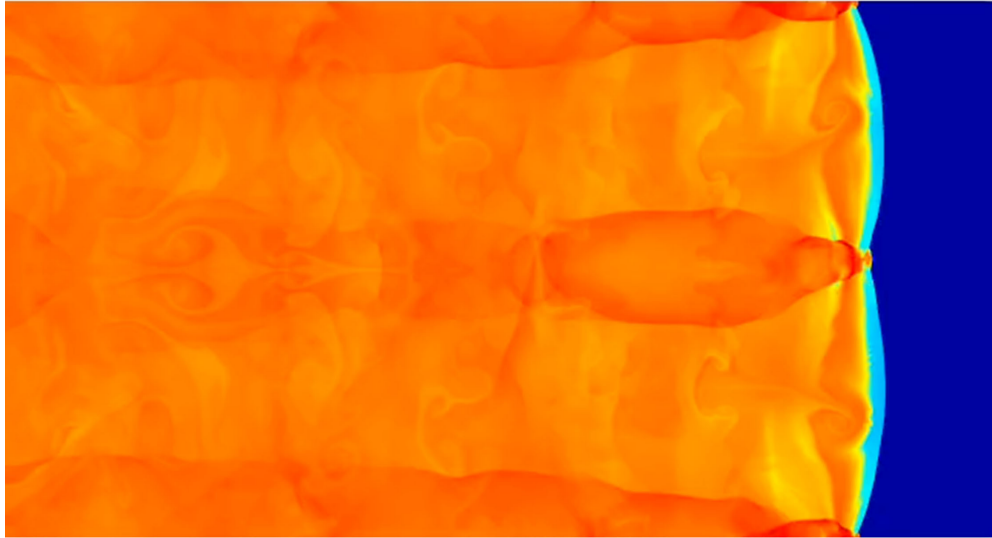
# Cellular Structure of Detonation



- |                      |                           |
|----------------------|---------------------------|
| M : Mach Stem        | T : Trace of triple point |
| I : Incident Shock   | RF : Reaction Front       |
| TW : Transverse Wave | S : Slip Line             |

Detonation Wave in 2-D channel has transverse waves perpendicularly propagating to the leading shock wave.

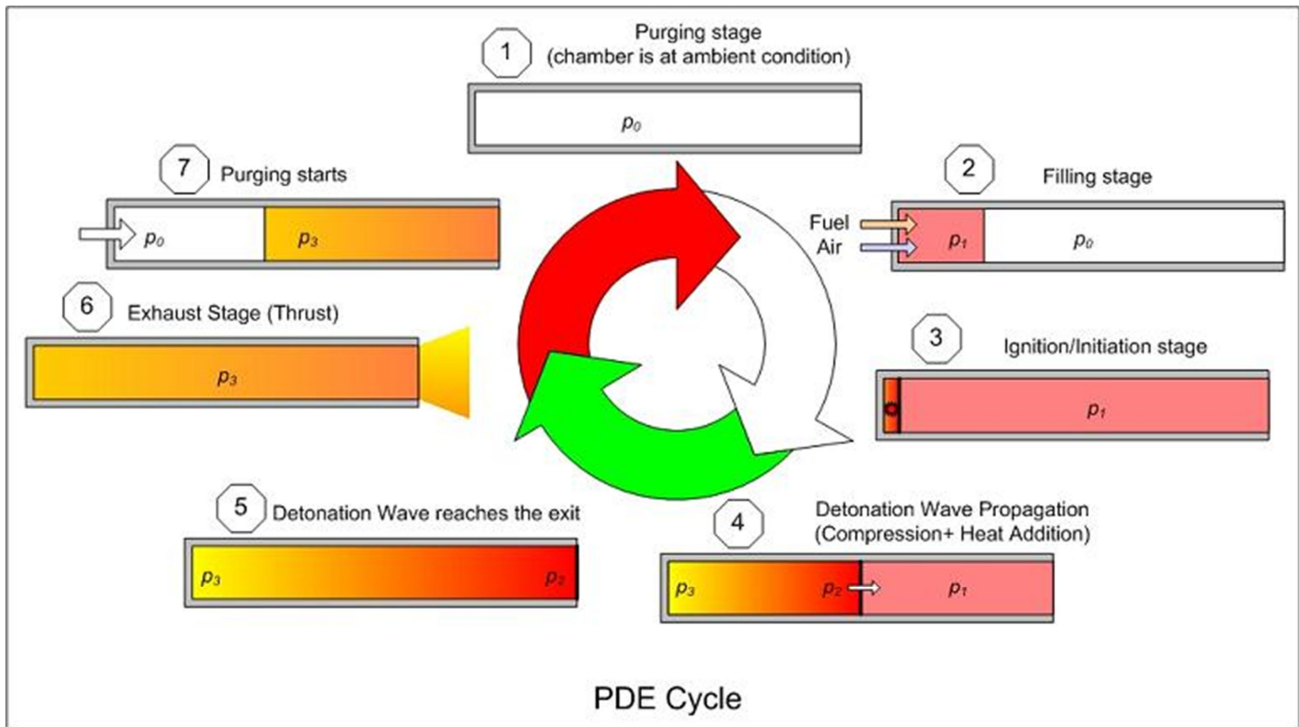




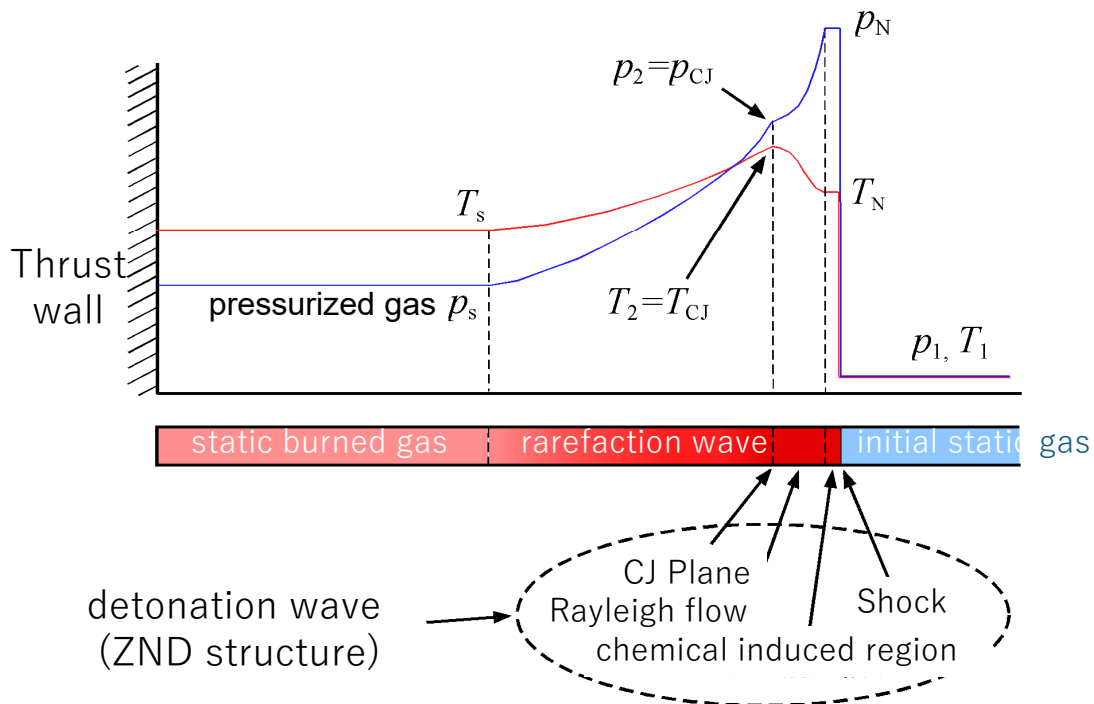
## Detonation Engines: PDE and RDE

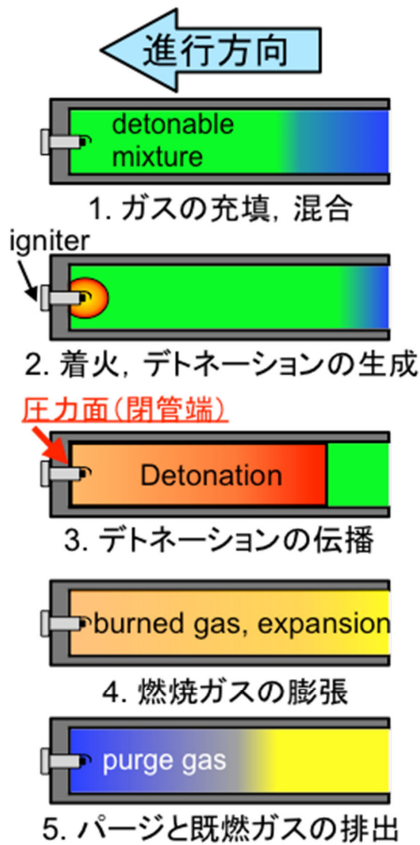
- Advantage: Higher energy release rate, higher thermodynamic efficiency, and easier scaling.
- **Pulse Detonation Engine (PDE):**
  - Wide operating conditions (flight Mach# = 0-5).
  - Repetitive and intermittent thrust  
Fast purging and refilling are required.
- **Rotating Detonation Engine (RDE):**
  - Simple configuration and higher thrust due to continuous injection.
  - Wide operating conditions without limitation of injection velocity.

# Cycle of Pulse Detonation Engine (PDE)



## Detonation can generate high pressurized gas



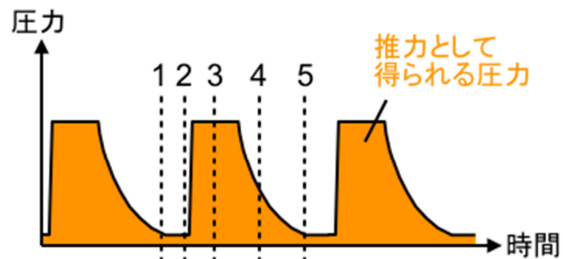


## パルスデトネーションエンジン

デトネーションによって得られる高圧ガスが圧力面(閉管端)に与える力 = 圧力 × 面積によって推力を得る。

3.における高圧によって推力を獲得する。しかし、4.において燃焼ガスが膨張するため、圧力面にかかる圧力が減少してしまう。

そこで、デトネーションを間欠的に (kHzオーダー) 発生させることによって持続して推力を得る。



圧力面(閉管端)に加わる圧力の時間履歴

2008年1月には米国空軍研究所グループ(The U.S. Air Force Research Laboratory (AFRL) and Innovative Scientific Solutions Inc. (ISSI))が4気筒PDEによる初の飛行試験に成功した。PDEを用いたのは10秒間で、その時の飛行速度は50m/sであった。推力は700Nであった。



展示されている飛行実験に供された機体

# Rotating Detonation Engine (RDE)

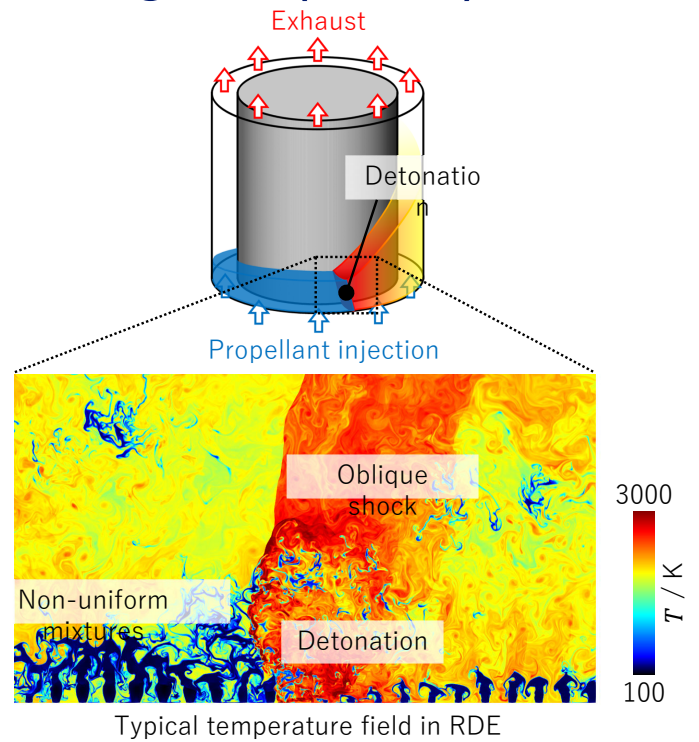
Application of detonation's high pressure and speed to rocket engines is being considered  
e.g.) Rotating Detonation Engine (RDE)

## Advantage

- High theoretical thermal efficiency
- Simple structure
- Continuous thrust with single ignition

## Problems

- Geometric and thermodynamic constraints on stable detonation propagation
- High heat load

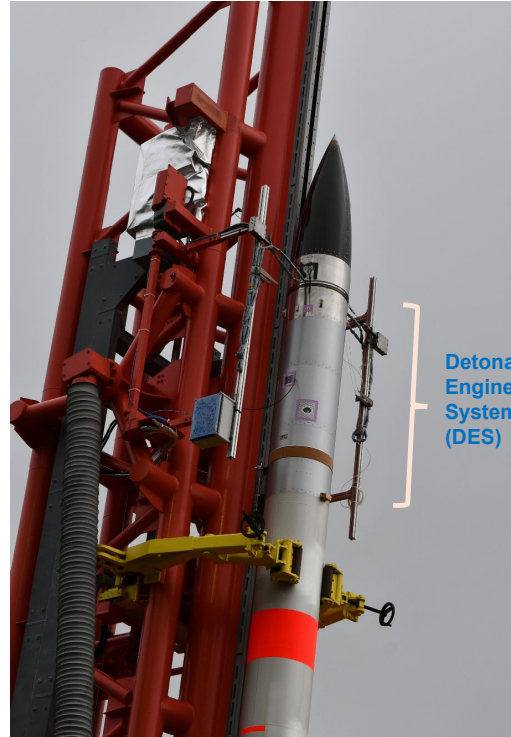
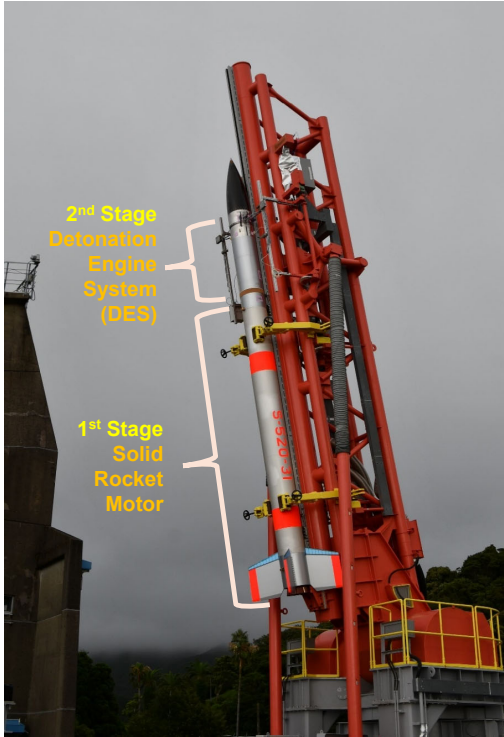


Typical temperature field in RDE

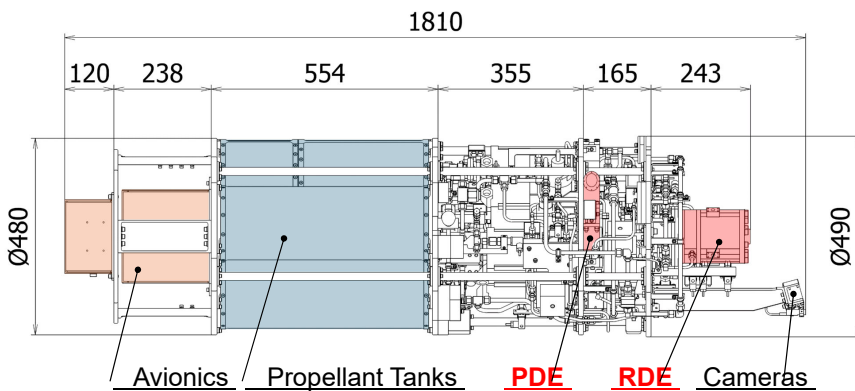
RDE and PDE flight demonstration in outer space  
By JAXA-ISAS's Sounding Rocket Experiments  
(27<sup>th</sup> July 2021, 5:30 launched from Uchinoura Space Center)  
RDE and PDE flight demonstration was successful for the first time in the world

- By S-520-31 Sounding Rocket Experiment Team
  - ✓ **Nagoya University (Prof. Kasahara's group)**
  - ✓ Keio University
  - ✓ JAXA/ISAS
  - ✓ Muroran Institute of Technology
  - ✓ Meiji Electric Industries Co. Ltd.

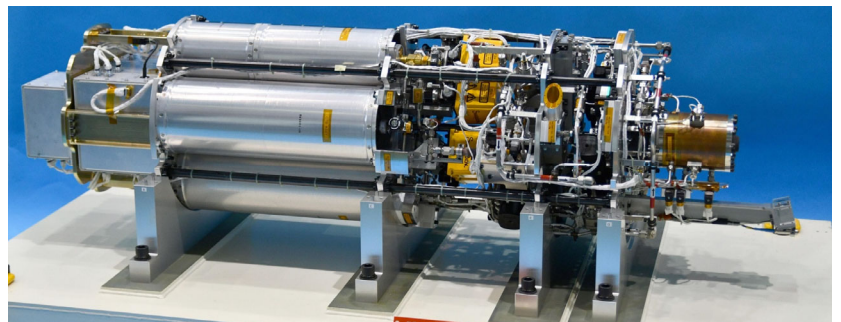
# JAXA-ISAS Sounding Rocket S-520-31



## Detonation Engine System (DES) schematics and Picture



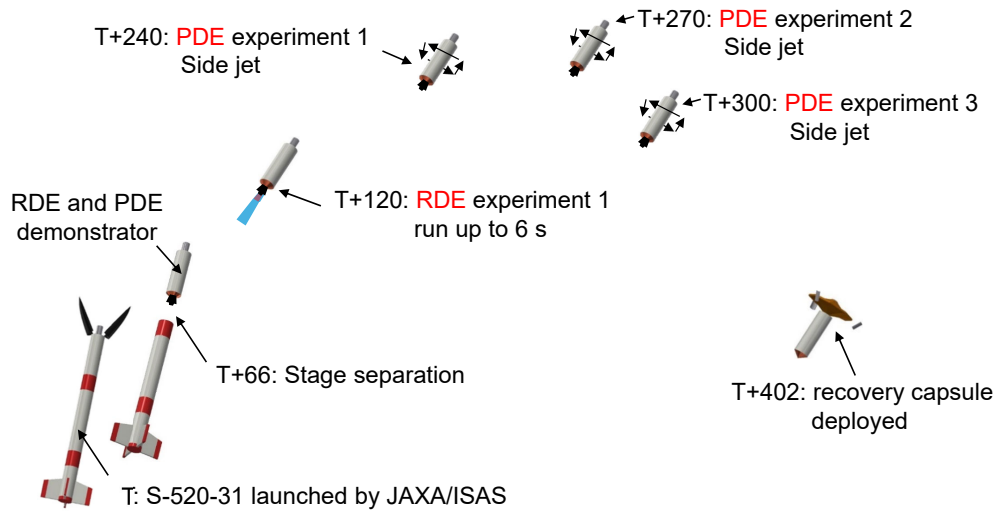
Unit: mm  
 Note: Dimensions are approximate values.



# Experimental sequence of 500 N RDE with Side Jet PDE

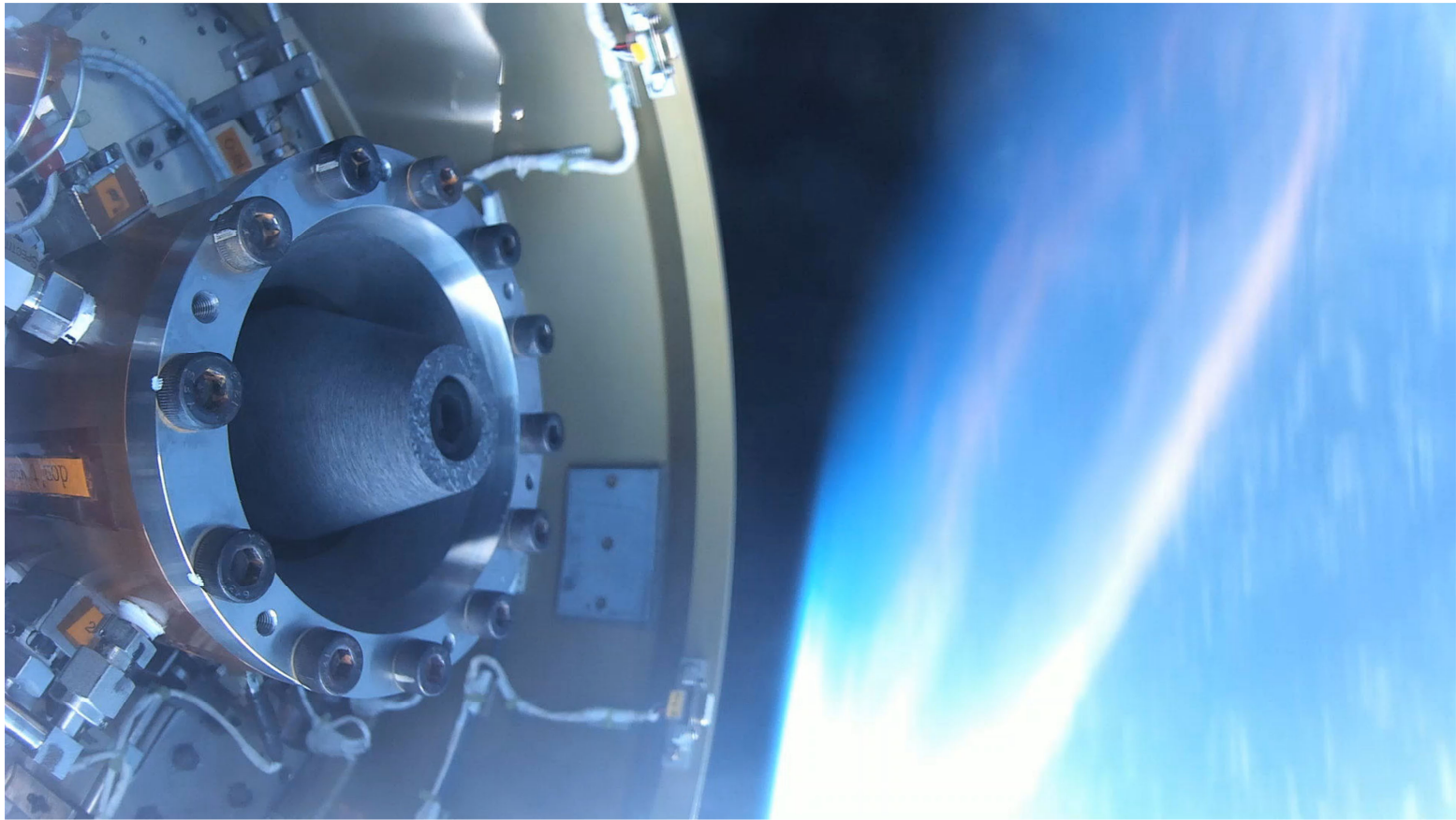
(Detonation Engine System, DES)

1. Sounding rocket "S520" launched RDE and PDE demonstrator to space (120秒、170km).
2. RDE and PDE experiments were conducted.
3. Data storage came back with re-entry capsule.

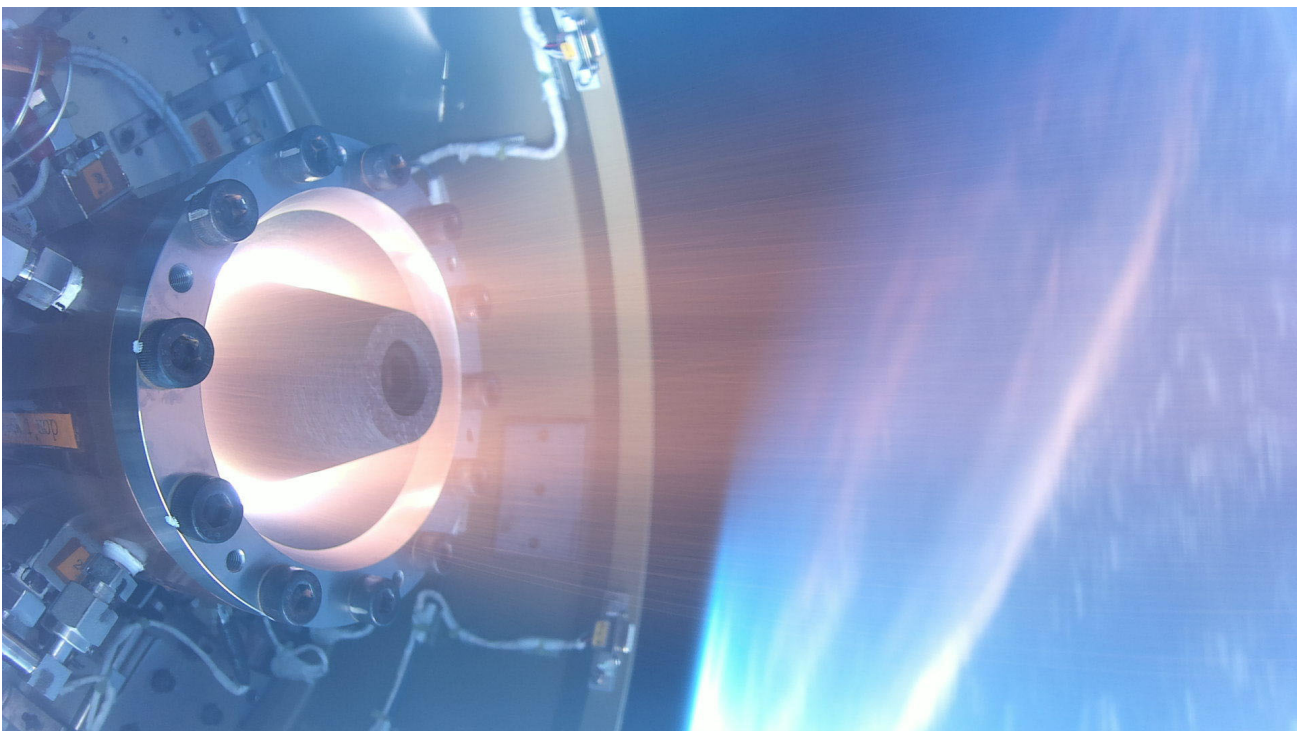


## Launching movie (27<sup>th</sup> July 2021, 5:30am)

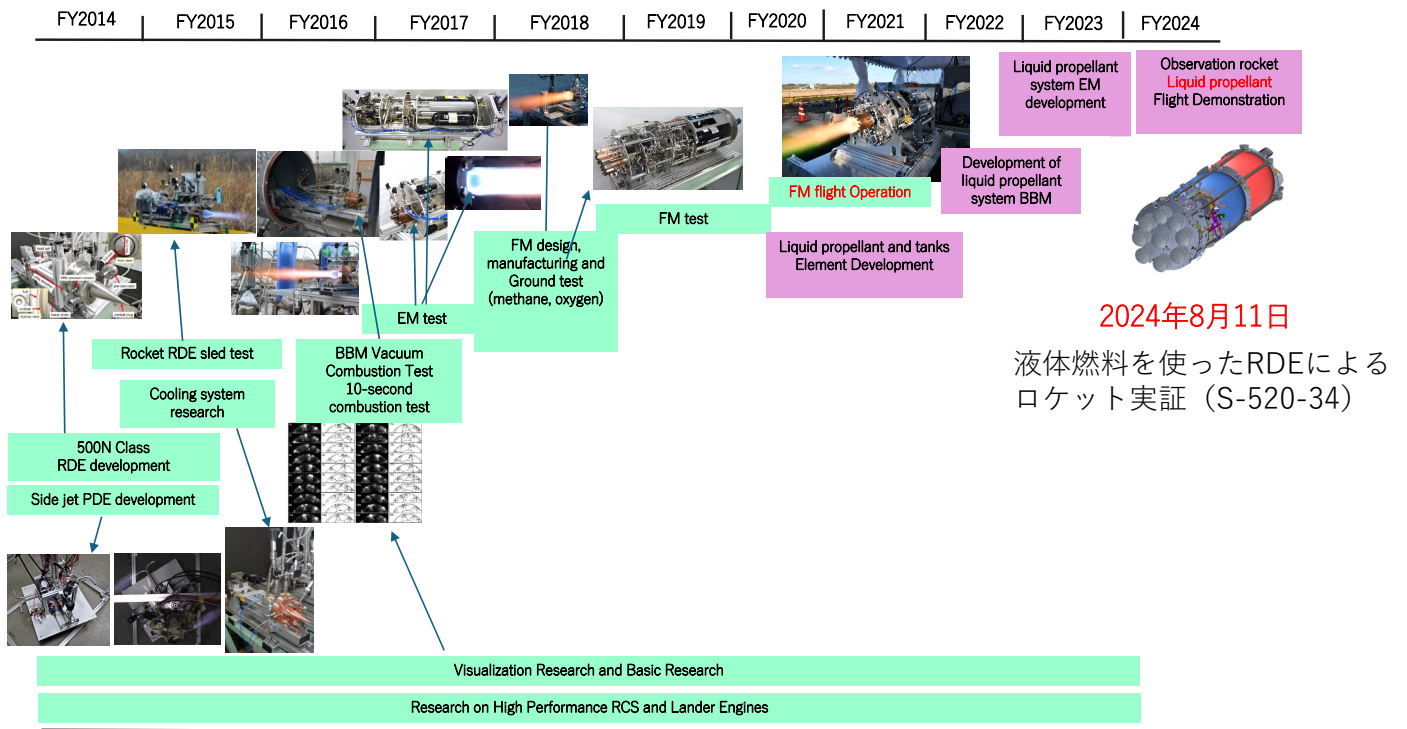




The moment of the operation of RDE in space



# Road Map of RDE Flight Demonstration Program



## シミュレーション事例の紹介

### 1. 回転デトネーションエンジンにおけるサイズ効果

# Objective of this research

- Need to clarify the characteristics of propagation modes for practical use  
→ Detailed characteristics and transition processes of propagation modes have not yet been clarified.
- RDEs are expected to become even larger for practical use  
→ It is necessary to clarify how the propagation mode changes as the combustor becomes larger.

To investigate the characteristics of propagation modes, and the relationships between combustor scale and propagation mode



## Numerical Setup

- Governing equations
- Numerical methods
- Computational domains
- Boundary, initial conditions

# Governing equations

- 3D compressible Euler equation
- Conservation law of 9 species ( $H_2$ ,  $O_2$ ,  $H$ ,  $O$ ,  $OH$ ,  $H_2O$ ,  $HO_2$ ,  $H_2O_2$ ,  $N_2$ )

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{Q}}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{\mathbf{E}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{F}}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{\mathbf{G}}}{\partial \zeta} = \hat{\mathbf{S}}$$

$$\hat{\mathbf{Q}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho_i \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{E}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (e + p)U \\ \rho_i U \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{F}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (e + p)V \\ \rho_i V \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{G}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (e + p)W \\ \rho_i W \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{S}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_i \end{bmatrix}$$

$\rho$  : density [ $kg/m^3$ ]  
 $u$  :  $x$  direction velocity [m/s]  
 $v$  :  $y$  direction velocity [m/s]  
 $w$  :  $z$  direction velocity [m/s]  
 $e$  : total energy [ $J/m^3$ ]  
 $p$  : pressure [Pa]  
 $\omega_i$  : formation reaction rate [ $kg/(m^3s)$ ]  
 $R_i$  : gas constant [ $J/(kgK)$ ]  
 $T$  : temperature [K]

- Equation of state of an ideal gas (thermally perfect)

$$p = \sum_i \rho_i R_i T$$

# Numerical methods

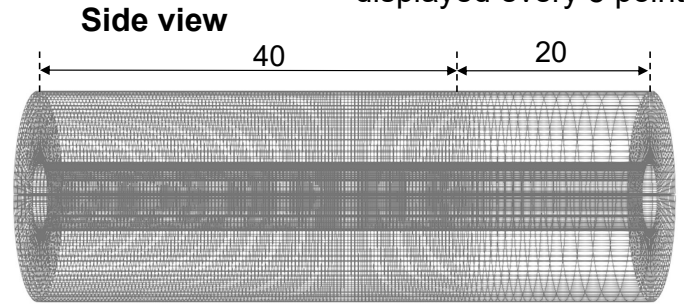
- Discretization method for convection term  
AUSMDV (3<sup>rd</sup> ordered by MUSCL)
- Time integration method for fluid  
3 steps 3<sup>rd</sup> order TVD Runge-Kutta method
- Time integration method for source term  
Point Implicit method (w/ 5 inner iterations)
- Courant number  
0.3
- Chemical reaction model  
9 species 20 steps detailed model by Hong et al. (2011)\*  
\* Hong et al. Combustion and flame. 2011.

# Computational domains

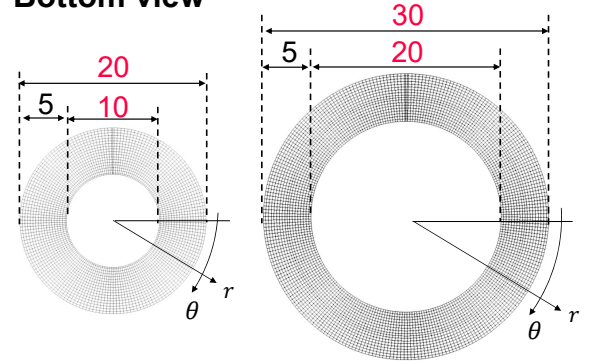
Unit : mm  
displayed every 5 points

- Target : Annular RDEs

Outer wall diameter [mm]	Inner wall diameter [mm]	Propagation mode
20	10	Single wave (S-20/10) Multi-wave (M-20/10)
30	20	Single wave (S-30/20) Multi-wave (M-30/20)



Bottom view



- Calculation Grid

Grid points :  $105 \times (1005 \text{ or } 1505) \times 698$  pts.

Grid size : 31-63  $\mu\text{m}$

# Boundary, initial conditions

- Injector condition

Total pressure, temperature : 1.0 MPa, 298 K

Jet composition :  $2\text{H}_2$  -  $\text{O}_2$  -  $3.76\text{N}_2$  premixed gas

- Boundary condition

- Wall : slip wall
- Outflow at subsonic : constant pressure (10 kPa)
- supersonic : extrapolation

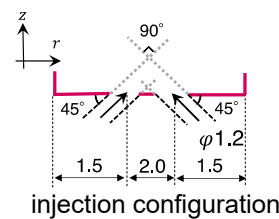
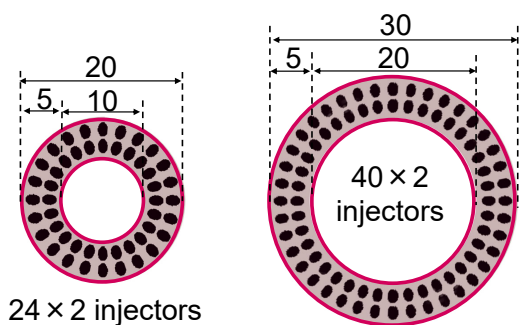
- Two kinds of initial conditions

Single wave mode :

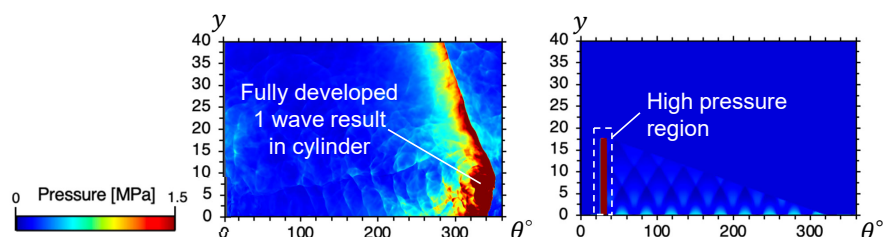
→ Fully developed 1 wave result in cylindrical combustor

Multi-wave mode :

→ High pressure region

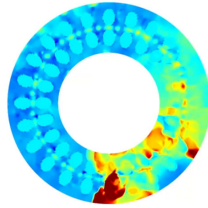


Unit : mm

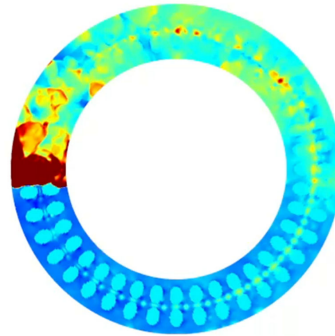


# Results and Discussion

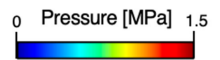
1. 20 mm Annular combustor



2. 30 mm Annular combustor

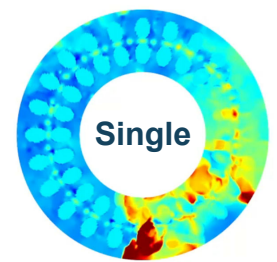
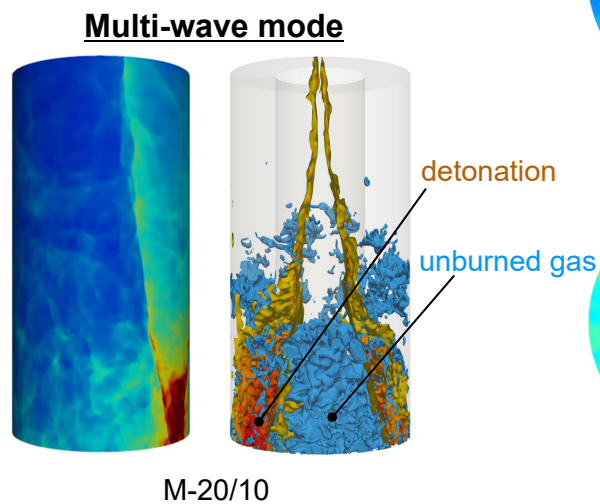
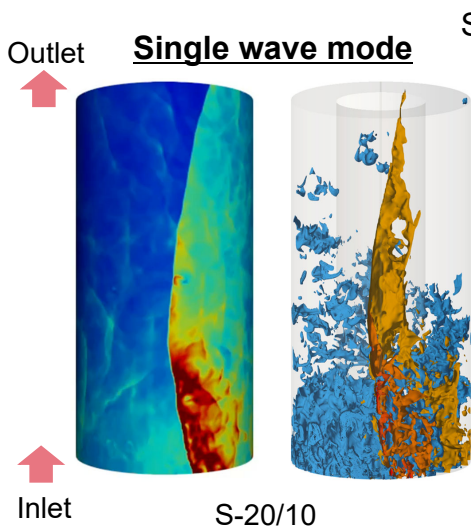


## Pressure distribution for 20 mm annular combustor

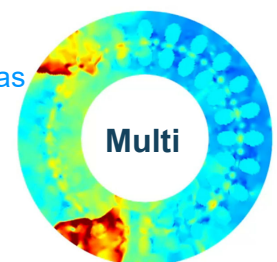


Bottom view

- **Single wave mode** : only one detonation wave appeared
- **Multi-wave mode** : two detonation waves appeared



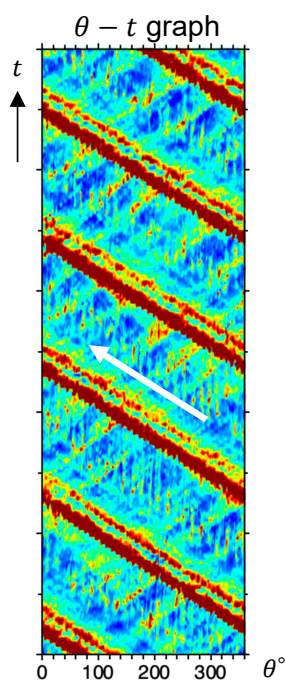
S-20/10



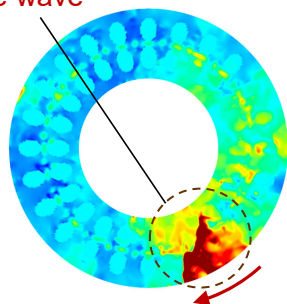
M-20/10

# Propagation modes for 20 mm annular combustor

0 Pressure [MPa] 1.5

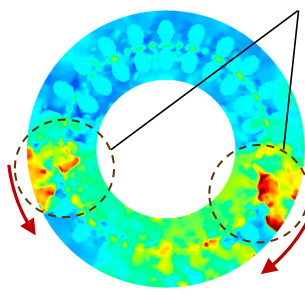


Single wave

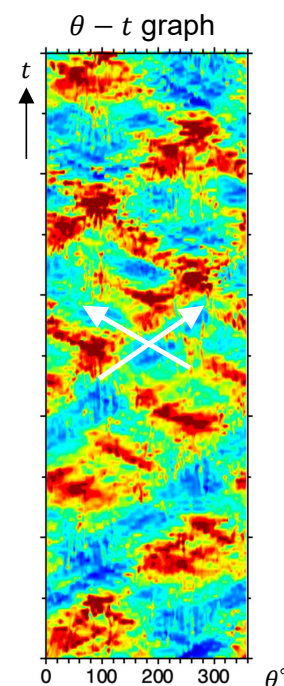


S-20/10

multi-wave



M-20/10



$D_{CJ} = 2012 \text{ m/s}$

	Propagation velocity at outer wall $D_{out} \text{ [m/s]}$	$D_{out}/D_{CJ}$ [-]
S-20/10	1587	0.78
M-20/10	1320	0.65

-16.8%

## シミュレーション事例の紹介

### 2. 回転デトネーションエンジンにおける形状効果

# Previous research for combustor geometry of RDE

## Advantage of Diverging Combustor: Simple structure

The heat occurs quickly and accelerates flow to the sound speed in short distance.

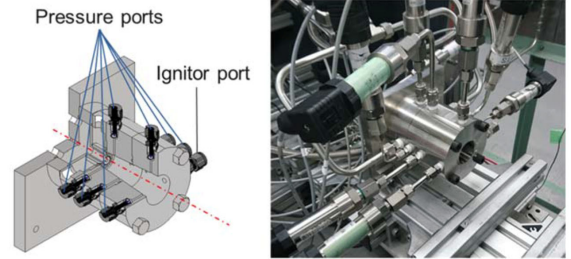
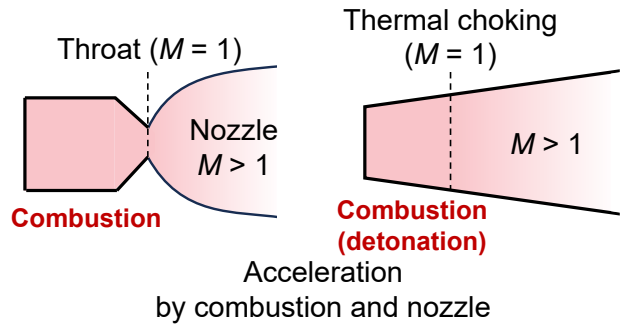


## Supersonic exhaust with throatless diverging channel \*

\*Nakata et al., "Supersonic Exhaust from a Rotating Detonation Engine with Throatless Diverging Channel", AIAA Journal, 2022.

Experiment of 70 mm combustor with bottom diameter of 20 mm and diverging angle of  $5^\circ$

- ▶ The measured pressure and the exhaust plume indicated the supersonic exhaust.
- ▶ The estimated Mach number was 1.4 - 1.7.

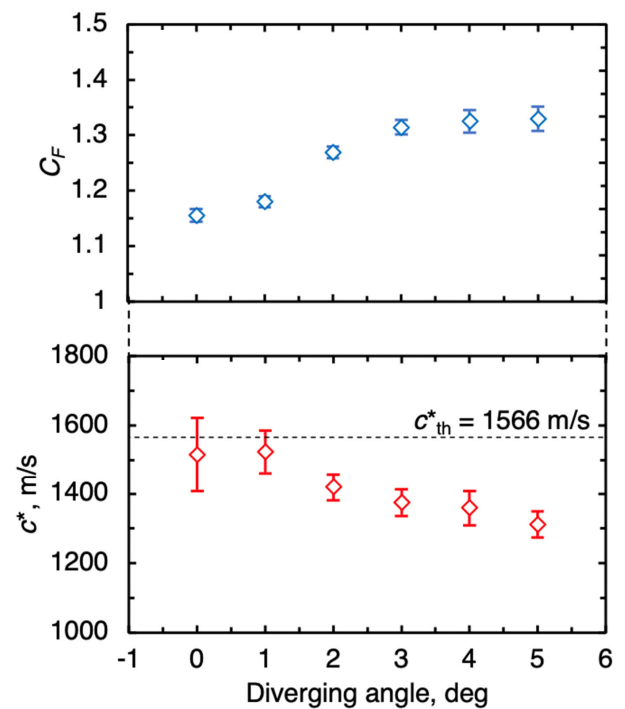
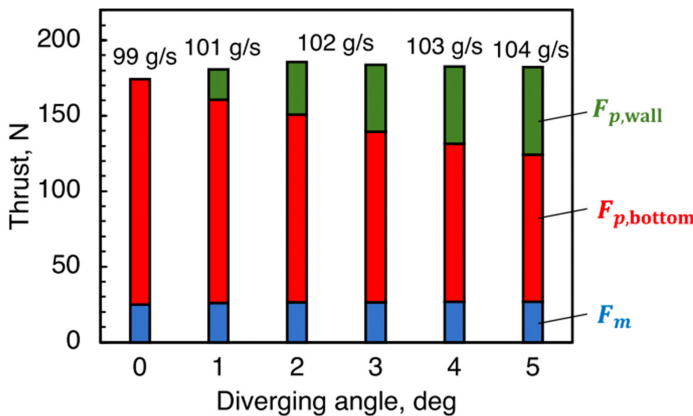


RDE with diverging channel\*

# Numerical analyses of diverging RDE ( $0^\circ$ - $5^\circ$ )\*

\*Sada et al., AIAA SciTech 2024 Forum, 2024.

- ▶ Supersonic exhaust with diverging angle ( $1^\circ - 5^\circ$ )
  - ▶ Under the constant supply pressure (1.0 MPa),
    - ▶ Increase  $C_F$
    - ▶ Decrease  $c^*$  with larger angle
- ▶ No monotonic increase in thrust



# Objective

\*Nakata et al., AIAA Journal, 2022.

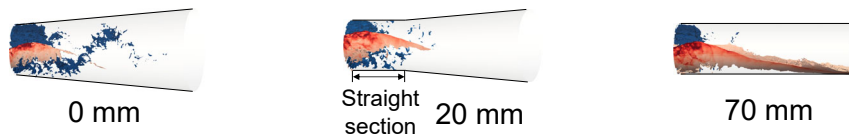
A throatless diverging RDE\* was proposed by Nakata et al. (Nagoya Univ.).

Also, from Numerical analyses with different diverging angles,  $c^*$  decreased as  $C_F$  increased under the same supply pressure, and the thrust did not show a monotonic increase.

## Objective of this research

To consider the geometry of Diverging RDE to improve the performance

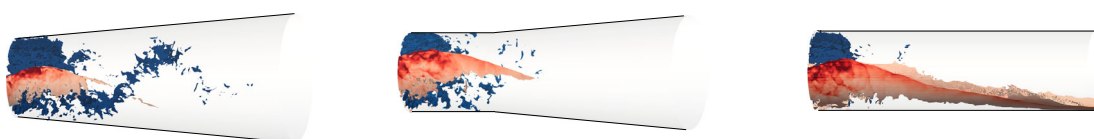
- ▶ RDE with straight section and 5° diverging section was considered. The length of straight section was varied with constant total length of 70 mm.
- ▶ Inviscid numerical analyses were performed for the H<sub>2</sub>/air premixed gas as propellant.



51

## Numerical setup

- ▶ Numerical methods
- ▶ Computational domain
- ▶ Boundary conditions



## Numerical methods (in-house code)

### ▶ Governing equations

- ▶ 3D compressible Euler equation
- ▶ Conservation law of 9 species (H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, H, O, OH, H<sub>2</sub>O, HO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>)
- ▶ Ideal gas law (thermally perfect)

### ▶ Discretization method for convection term

AUSMDV (3rd ordered by MUSCL)

### ▶ Time integration

3-stages 3rd order TVD Runge-Kutta method

### ▶ Courant number

0.3

### ▶ Chemical reaction model

Detailed reaction model by Hong et al. \* (20 elementary reactions, 2011)

\*Z. Hong et al., Combustion and Flame, 2011.

### ▶ Time integration for source term

Point Implicit method

(w/ one fifth timestep of fluid)

### ▶ Computational environment

Tohoku University Cyberscience Center subsystem AOBA

53

## Computational domain and grids

### ▶ RDE with diverging channel

Total length  $L$  : 70 mm

Bottom diameter  $d_0$  : 20 mm

Diverging angle  $\alpha$  : 5°

Various straight channel length (0 - 70 mm)

### ▶ Computational grids

#### Combustor

- ▶ Annular: 97 × 1001 × 908
- ▶ Cartesian: 311 × 311 × 908

#### External region

- ▶ Annular: (90-100) × 1001 × 73

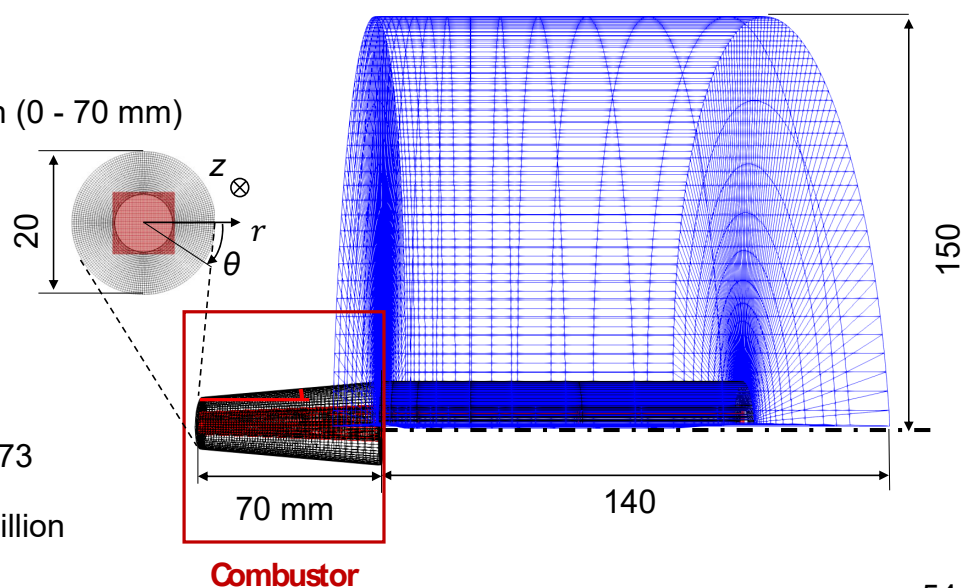
Total grid points : About 183 million

Grid size (bottom) : 25-67 μm

Unit : mm

Every 5 points (annular)

Every 15 points (annular, cartesian)



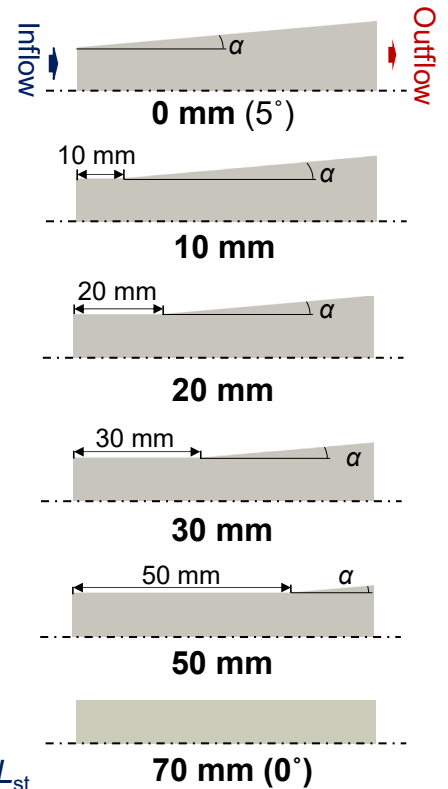
54

# Combustor geometry

- ▶ Study of a shape that provides an expansion ratio while maintaining rapid combustion.
- ▶ The length of straight section  $L_{st}$  was varied with constant total length of 70 mm, bottom diameter of 20 mm.

Straight channel length $L_{st}$ [mm]	Angle $\alpha$ [deg]	Exit diameter $d_e$ [mm]	$A_e / A_0$ (exit / bottom)
0	5	32.2	2.60
10	5	30.5	2.33
20		28.7	2.07
30		27.0	1.82
50		23.5	1.38
70	0	20.0	1.00

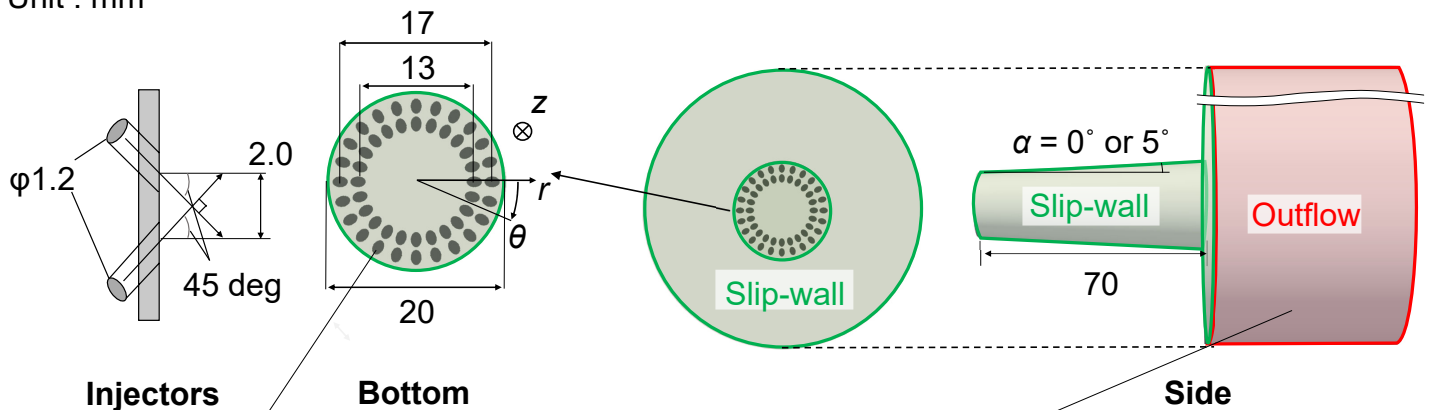
Area ratio decreases with  $L_{st}$



55

# Boundary conditions

Unit : mm



## Injectors (24 x 2)

- ▶ Total pressure: 1.0 MPa
- ▶ Total temperature: 298.15 K
- ▶ Mixture:  $2H_2-O_2-3.76N_2$  **premixed**

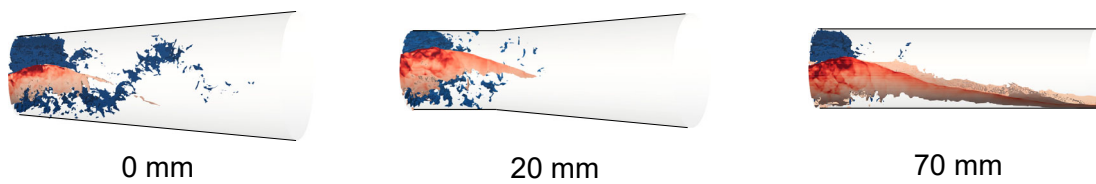
## Outflow

- ▶ Supersonic: Extrapolation
- ▶ Subsonic: Constant pressure (10 kPa)

56

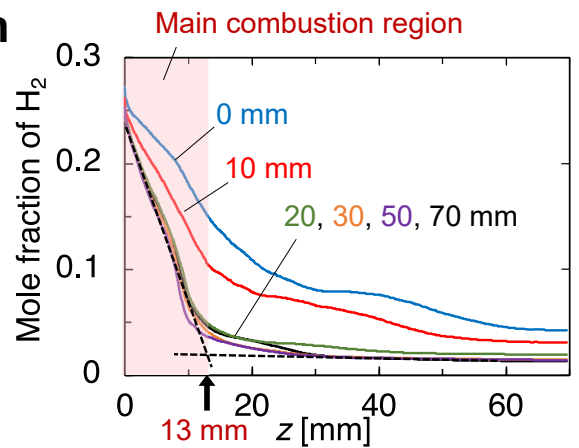
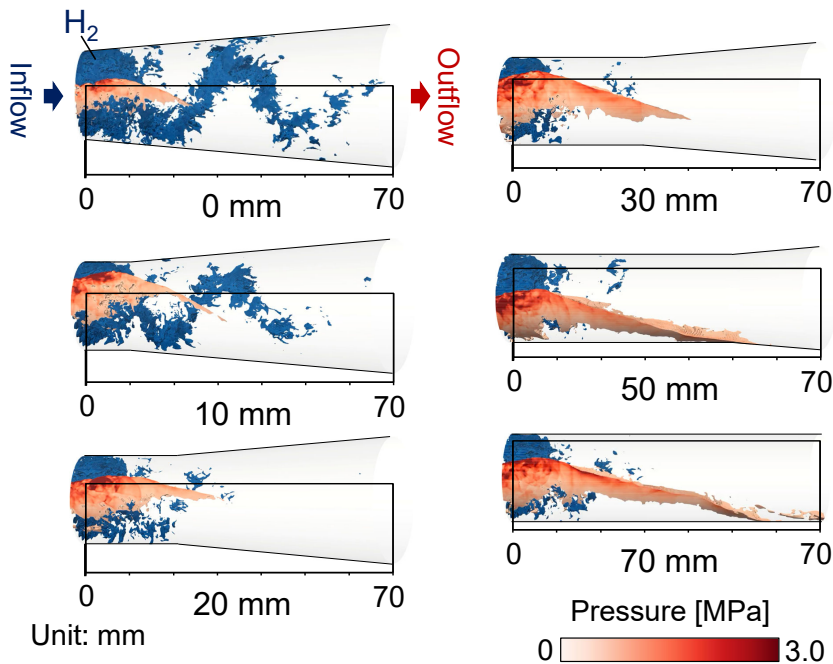
# Results and Discussion

- Flow structure and acceleration
- Propulsive performance



## High pressure and H<sub>2</sub>(fuel) distribution

Pressure ( $\geq 0.75$  MPa) and mole fraction of H<sub>2</sub> ( $\geq 0.25$ )



With increasing in straight channel length,

- Large high-pressure region
- Less unburned mixture

→ Straight channel parts promote combustion effectively.

From 1D axial profile of H<sub>2</sub>,

- Similar profile in more than 20 mm
- Main combustion region:  $z < 13$  mm

## Heat release and Flow acceleration

Heat release rate (HRR):

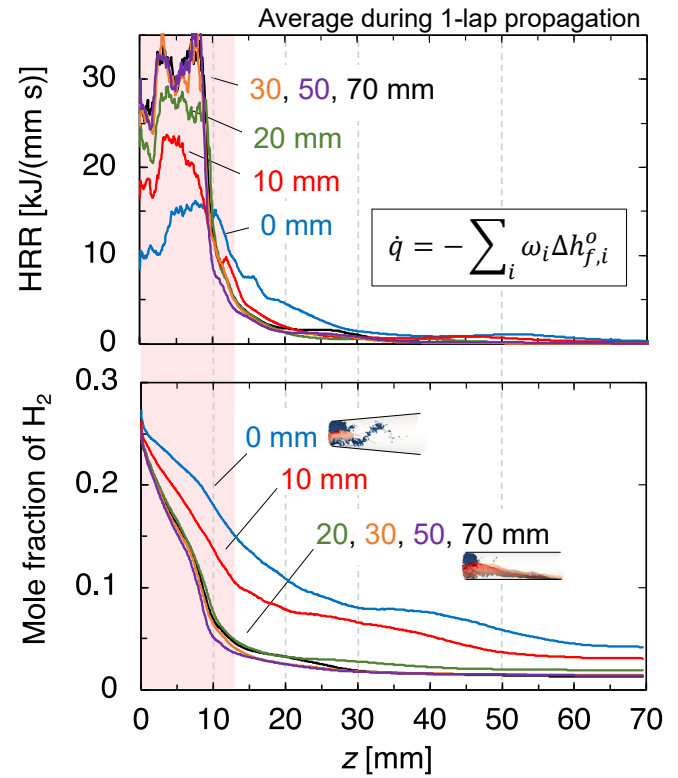
$$\dot{q} = - \sum_i \omega_i \Delta h_{f,i}^o \text{ [J/(m}^3 \cdot \text{s)]}$$

Cross-sectional averaged value in the graph

$\omega$  : Formation reaction rate

$\Delta h_{f,i}^o$ : Standard enthalpy of formation

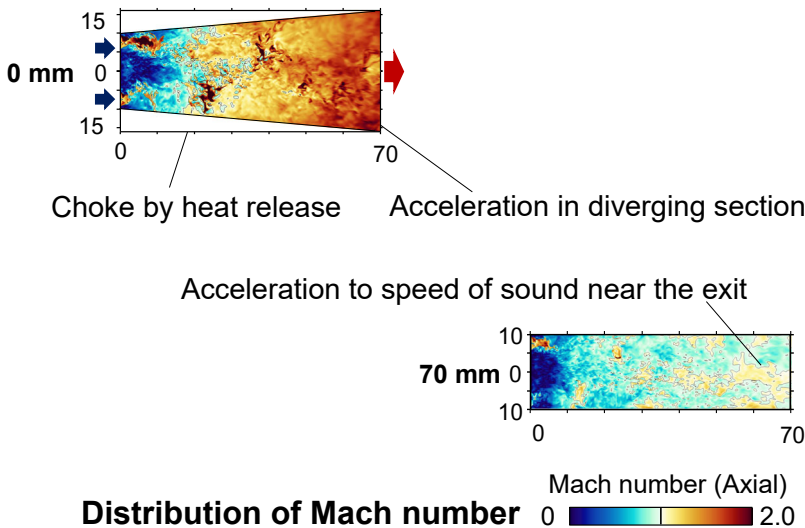
- ▶  $H_2$  profile is similar with larger than 20 mm
  - ▶ Heat release is consistent with 30 mm or more
- 20 mm has slightly inferior combustion in the detonation region



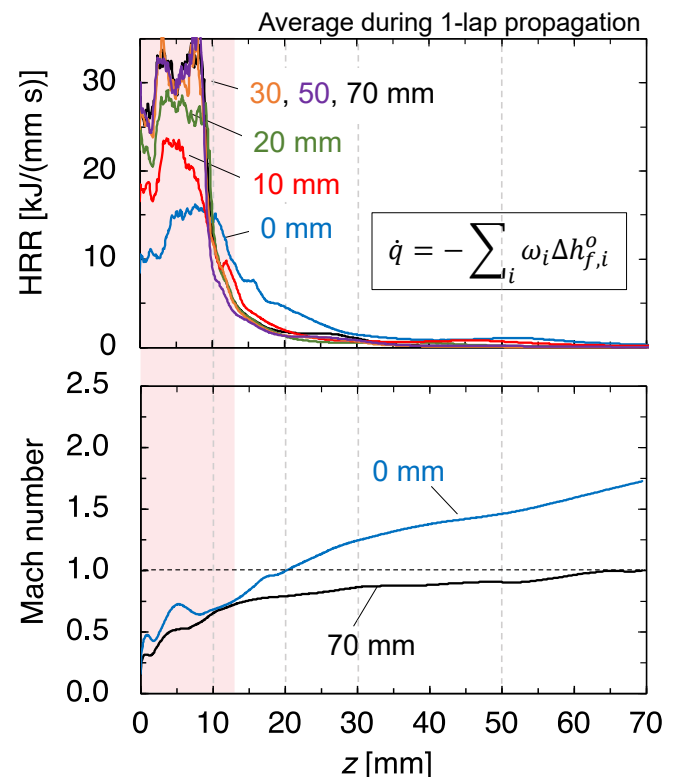
Spatiotemporal averaged profile 59

## Heat release and Flow acceleration

- ▶ Choke at the exit in straight RDE (70 mm)
- ▶ Choke by heat release and supersonic exhaust in diverging RDE (0 mm)



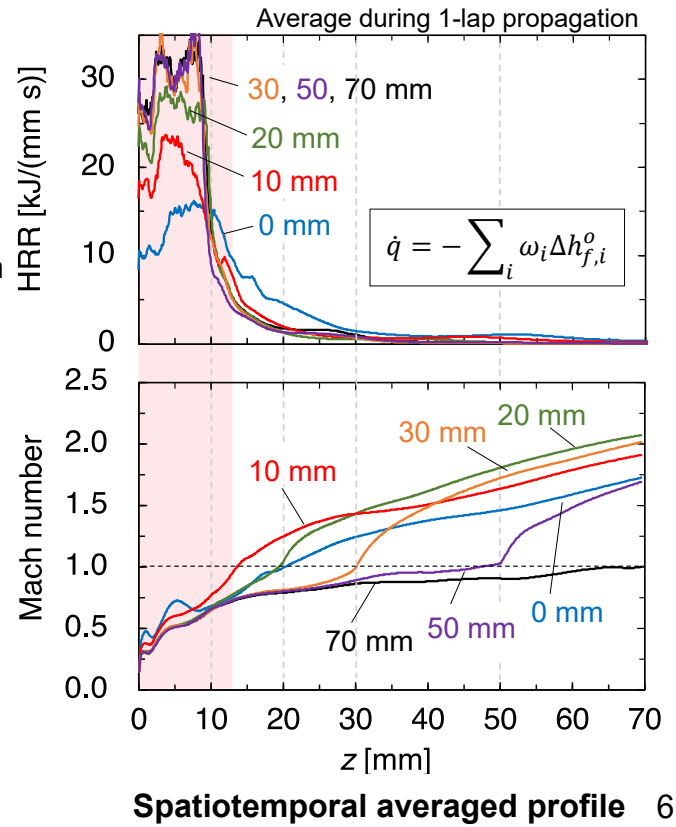
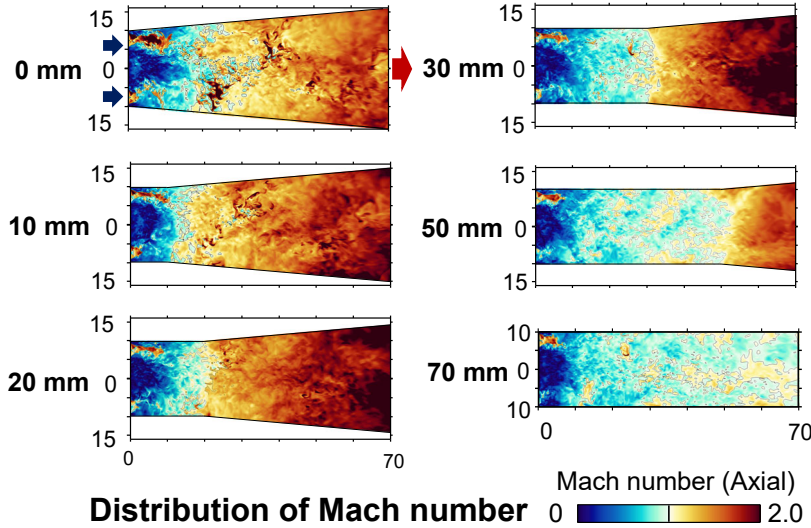
Distribution of Mach number 0 2.0



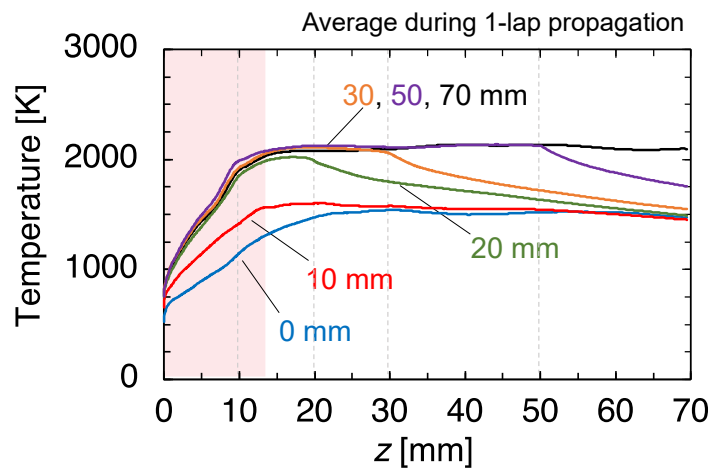
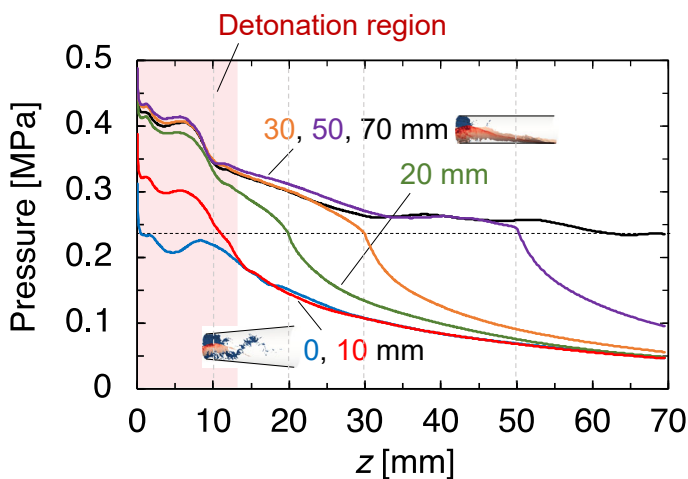
Spatiotemporal averaged profile 60

# Heat release and Flow acceleration

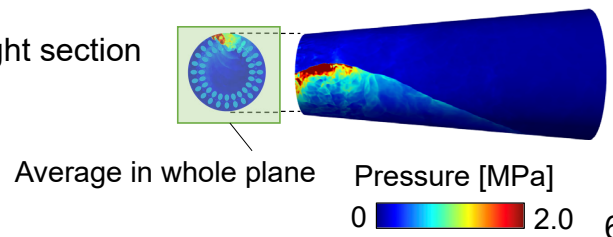
- ▶ Choke at diverging section (10 mm: **main combustion region**)
- ▶ Large acceleration under conditions where combustion proceeds in the straight section



# Spatiotemporal averaged profiles (pressure / temperature)

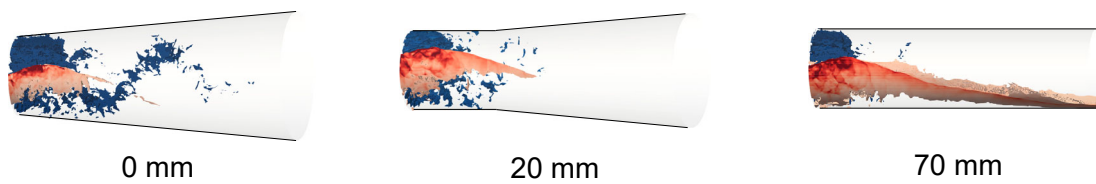


- ▶ Pressure drops to choking pressure through the straight section and flow expands at the diverging position.
- ▶ Distribution near the bottom approaches 70 mm as the straight section extends.



# Results and Discussion

- Flow structure and acceleration
- Propulsive performance



## Propulsive performance

**Thrust** (control surface analysis\*)

(with  $p_b = 10$  kPa)

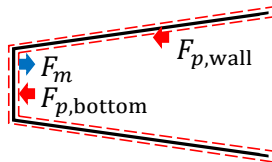
$$F_{cs} = F_m + F_p = F_m + (F_{p,bottom} + F_{p,wall})$$

$F$  : Thrust

cs : Control surface

$m$  : Momentum

$p$  : Pressure



\*Shepherd and Kasahara, Caltech GALCITFM, 2017.

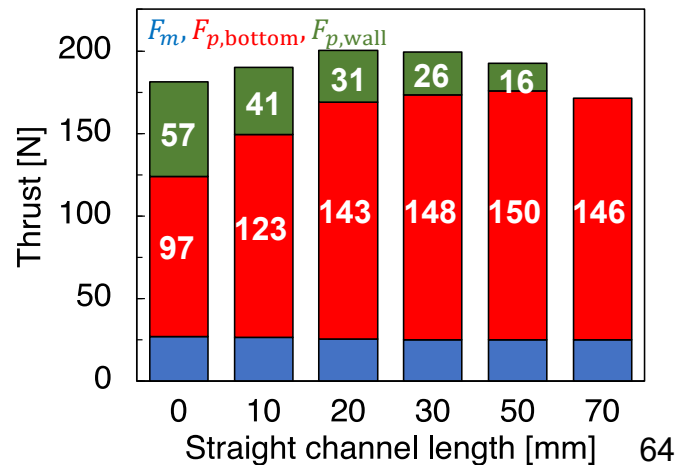
$L_{st}$ [mm]	$\dot{m}$ [g/s]	$F$ [N]	$I_{sp}$ [s]
0 (5°)	104±1	181±3	178±4
10	102±3	190±7	191±8
20	99.8±1.1	200±7	204±9
30	98.7±1.6	199±7	206±11
50	99.1±2.0	192±7	196±7
70 (0°)	99.3±1.3	171±9	176±11

↑ Improve ↓

- High  $F_{p,bottom}$  with  $L_{st} > 30$  mm
- $F_{p,wall}$  depend on the length of diverging section

The performance was particularly high at 20 – 30 mm (with fixed total length)

Further improvement can be expected by increasing the length in diverging section



## Thrust characteristics ( $C_F$ , $c^*$ )

- ▶ **Thrust coefficient  $C_F$**  (Area at bottom : 314 mm<sup>2</sup>)

Peak at 10 mm → 0 mm has larger area at sonic point

$L_{st}$ [mm]	$z_{sonic}$ [mm]	Area [mm <sup>2</sup> ]		Expansion ratio
		Sonic	Exit	
0 (5°)	20.1	435	817	1.88
10	13.5	334	731	2.18
20	19.3	314	649	2.07
30	30.1	315	573	1.81
50	49.5	314	434	1.38

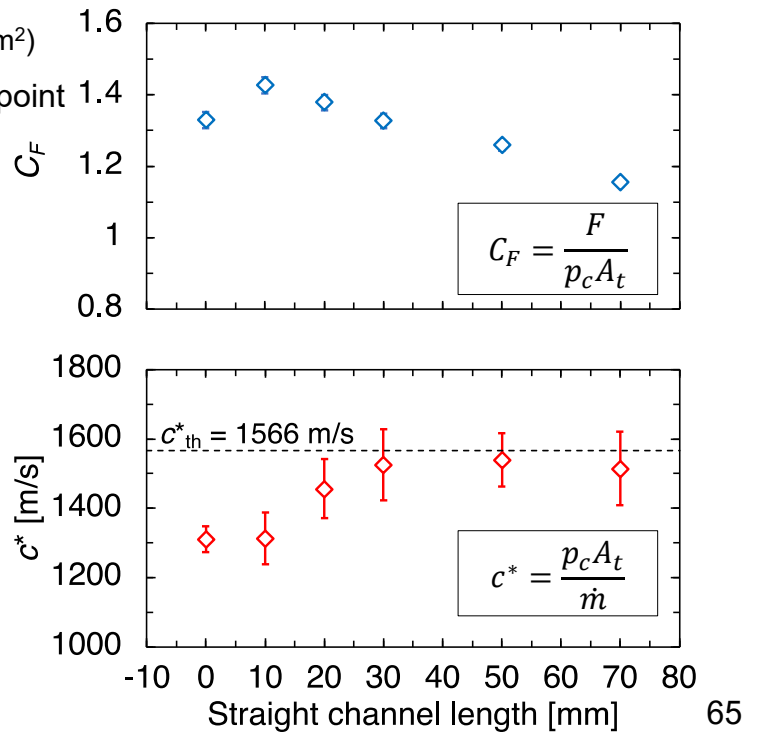
- ▶ **Characteristic exhaust velocity  $c^*$**

Approach 70 mm(0°) around 20 - 30 mm

Straight section at the bottom

- ▶ maintains high combustion efficiency
- ▶ improves thrust in diverging section

$p_c$ : Averaged bottom pressure  
 $A_t$ : Area at choking position  $z_{sonic}$



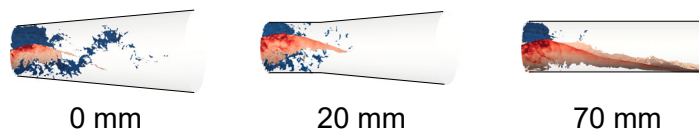
## Summary

Inviscid numerical analyses on throatless **diverging RDE** were conducted.

The combustor had various straight section (0, 10, 20, 30, 50, 70 mm) and 5° diverging section with constant total length 70 mm.

- ▶ The longer the straight section, the closer the distribution of the detonation region to 70 mm (0°). The more than 30 mm the distribution of this region was similar to that of the 70 mm case.
- ▶ Heat was generated by detonation near the bottom and flow choked at the diverging section. The exit Mach number reached a maximum at 20 mm (did not match diverging section length).
- ▶ Under the condition of fixed total length, the performance was particularly high at 20 – 30 mm. In such cases, large  $C_F$  by diverging section and  $c^*$  close to that of 70 mm were obtained.

In the diverging RDEs, the straight section **maintains high combustion pressure** and **improves propulsive performance**.



# シミュレーション事例の紹介

## 3. デトネーションエンジンのエアブリージングエンジンへの適用

### Future development of space propulsion system

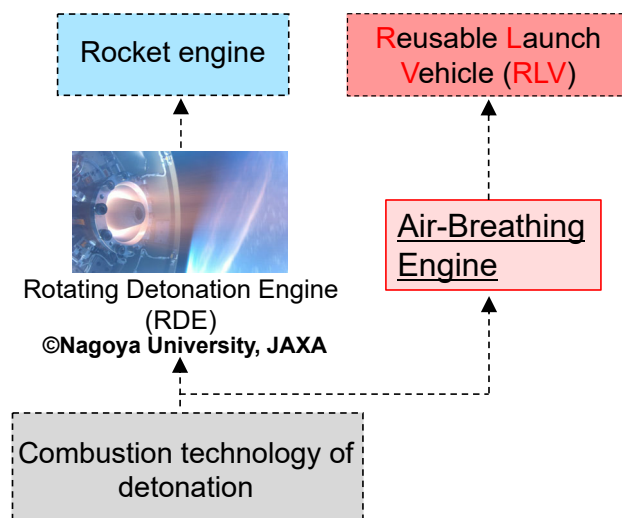
The applicability of detonation to rocket engines is well proved.

- e.g., Rotating Detonation Engine (RDE)
- simple structure, rapid combustion
  - high theoretical thermal efficiency

Next stage : Air-Breathing Engine

▼  
e.g., Scramjet Engine

Detonation combustor needs to be developed as a technology that can be applied to scramjet engines.



# Scramjet Engine

The development of a **scramjet engine** (one of the air-breathing engines) is advanced for the future transportation system.

## Advantages

- higher specific impulse than rocket engine
- operation at speeds exceeding  $Ma > 5$

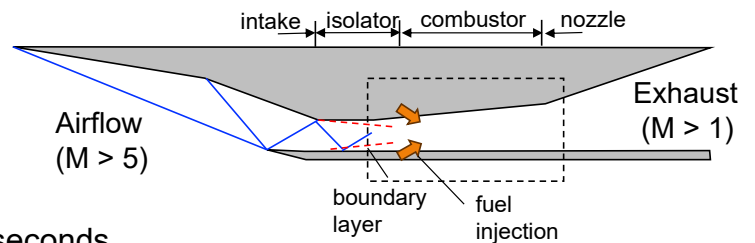
## Difficulties

The order of the airflow residence time is milliseconds

- ▶ difficult to maintain a stable flame and achieve high combustion efficiency

A new fuel injection device using a **detonation combustor** was studied to accelerate fuel/oxidizer mixing and improve combustion efficiency.

Previous research about Scramjet engine using detonation : Kim et al., *Aerospace* **2023**, 10, 706.



# Reflective Shutling Detonation Combustor (RSDC) proposed in 2019

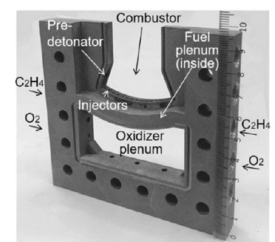
RSDC was proposed by Matsuoka Lab. group in Nagoya Univ.<sup>[1]</sup>

- rectangular combustor, no curvature
- easy to visualize the entire area inside the combustor

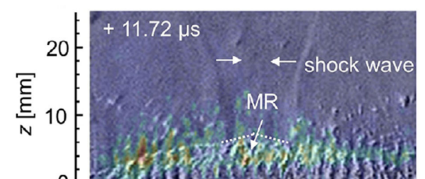
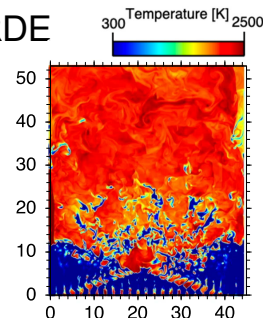
Previous research about RSDC

- The counter-rotating detonation mode<sup>[1]</sup> in RDE
- Four types of combustion modes<sup>[2][3]</sup> were classified experimentally.

[1] Yamaguchi et al., Proc. Combust. Inst., 2019.  
 [2] Yamaguchi et al., Proc. Combust. Inst., 2021.  
 [3] Taguchi et al., Combustion and Flame, 2022.



Fan shaped RSDC proposed by Yamaguchi et al.<sup>[1]</sup>



Schlieren image of Double wave mode in RSDC<sup>[3]</sup>

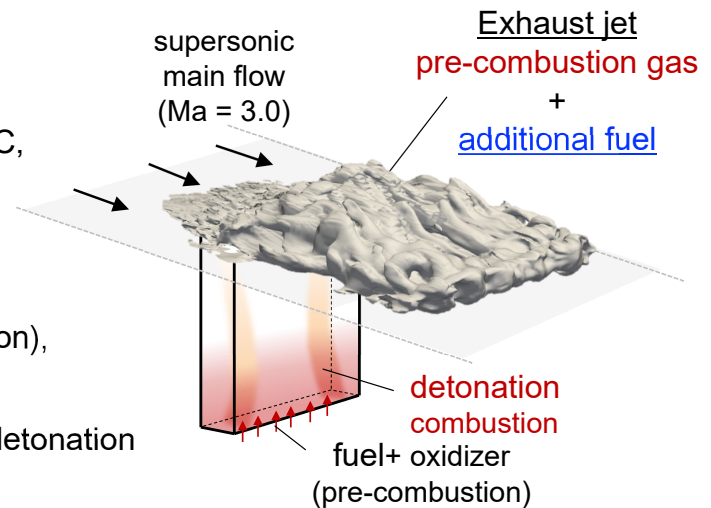
# Objective

Based on our previous study of detonation and RSDC, the new fuel injection method using RSDC for scramjet engine is proposed in this study.

Compared to existing injector (e.g. single hole injection),

- increase of penetration height
- acceleration of mixing due to the unsteadiness of detonation are expected.

In this new method, excessive fuel ( $H_2$ ) is added into RSDC.

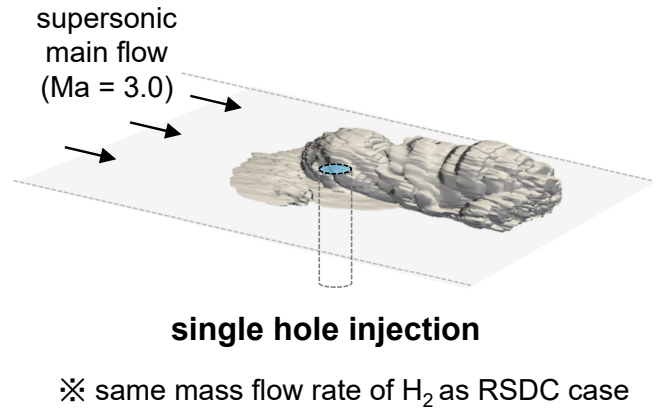
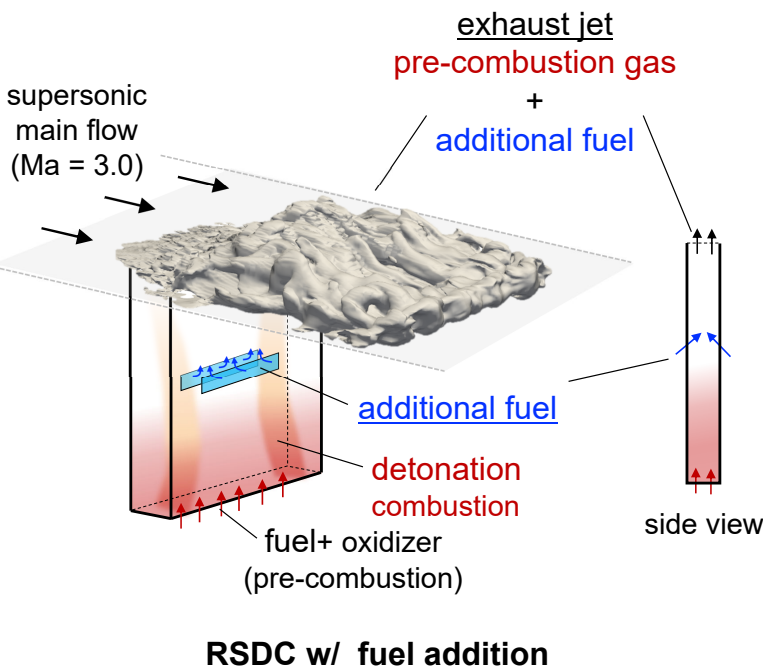


## Objective

- Numerically investigate the combustion phenomena of RSDC blowing the additional fuel
- Observe the interaction between exhaust flow of RSDC and supersonic main flow

- Introduction
- **Combustion phenomena of RSDC**
  - Numerical setup
  - Results and Discussion
- Interference between the exhaust flow of RSDC and supersonic main flow
  - Numerical setup
  - Results and Discussion
- Conclusion

# Calculation targets : injection in supersonic main flow

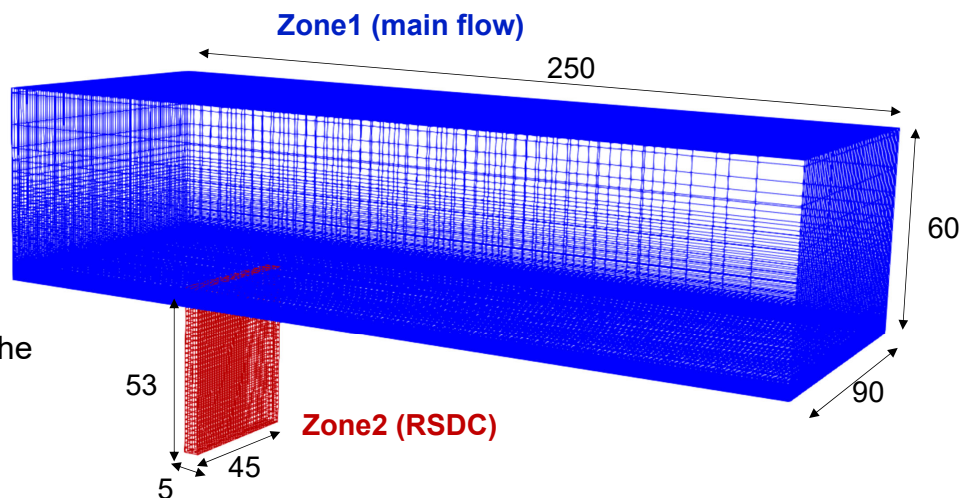


# Calculation condition

- **Zone1 : main flow**  
 Length (x) : 250 mm  
 Height (y) : 60 mm  
 Width (z) : 90 mm  
 grid size :  $\Delta y_{\min} = 3 \mu\text{m}$   
 $y^+_{\min} : 0.42$

※ same condition was used for the single hole case

- **Zone2 : RSDC\***  
 (\*Taguchi et al., Combustion and Flame, 2022)



displayed every 10 points  
 Unit : mm



# Calculation condition of RSDC(2/2)

Unit : mm  
displayed every 10 points

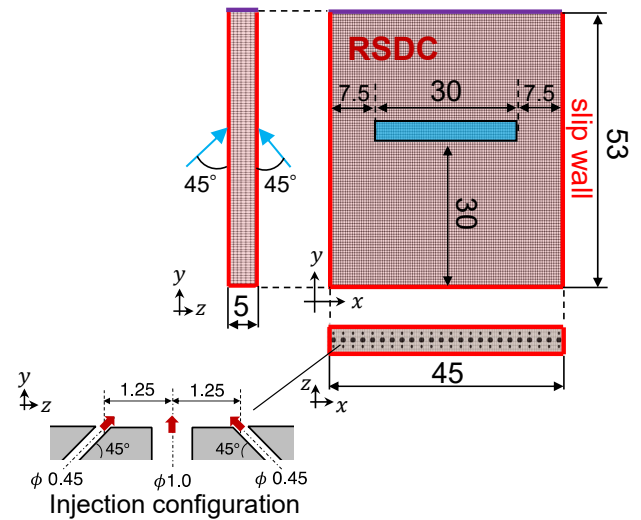
- boundary condition**

- 3D-interpolation
- slip wall
- slit for fuel addition

- inflow condition**

Bottom injector :  $2\text{H}_2\text{-O}_2\text{-}3.76\text{N}_2$  (premixed)  
 additional fuel :  $\text{H}_2$   
 equivalence ratio in RSDC : **7.8**

	$\dot{m}_{\text{O}_2}$ [g/s]	$\dot{m}_{\text{H}_2}$ [g/s]	$\dot{m}_{\text{N}_2}$ [g/s]	$\dot{m}_{\text{total}}$ [g/s]	$P_0$ [MPa]	$T_0$ [K]
Bottom injector	24.95	3.12	82.08	110.15	2.09	298
Fuel addition	-	20.9	-	20.9	0.618	298



# Numerical methods (main flow area)

- Governing equation**

- ▶ 3D compressive Navier-Stokes eq.
- ▶ Conservation law of 9 species ( $\text{H}_2, \text{O}_2, \text{H}, \text{O}, \text{OH}, \text{H}_2\text{O}, \text{HO}_2, \text{H}_2\text{O}_2, \text{N}_2$ )
- ▶ Equation of state of an ideal gas (thermally perfect)

- Discretization method for convection term**

AUSMDV (3rd ordered by MUSCL)

- Time integration method for fluid**

3 stages 3<sup>rd</sup> order TVD Runge-Kutta method

- Time integration method for source term**

Point Implicit method  
(w/ one fifth time step of fluid)

- Chemical reaction model ( $\text{H}_2\text{-O}_2$ )**

9 species 20 steps detailed model  
(\* Hong et al., Combustion and flame, 2011)

- Turbulence model**

Mixed scale model (LES)

\*Z. Hong et al., Combustion and Flame, 2011.

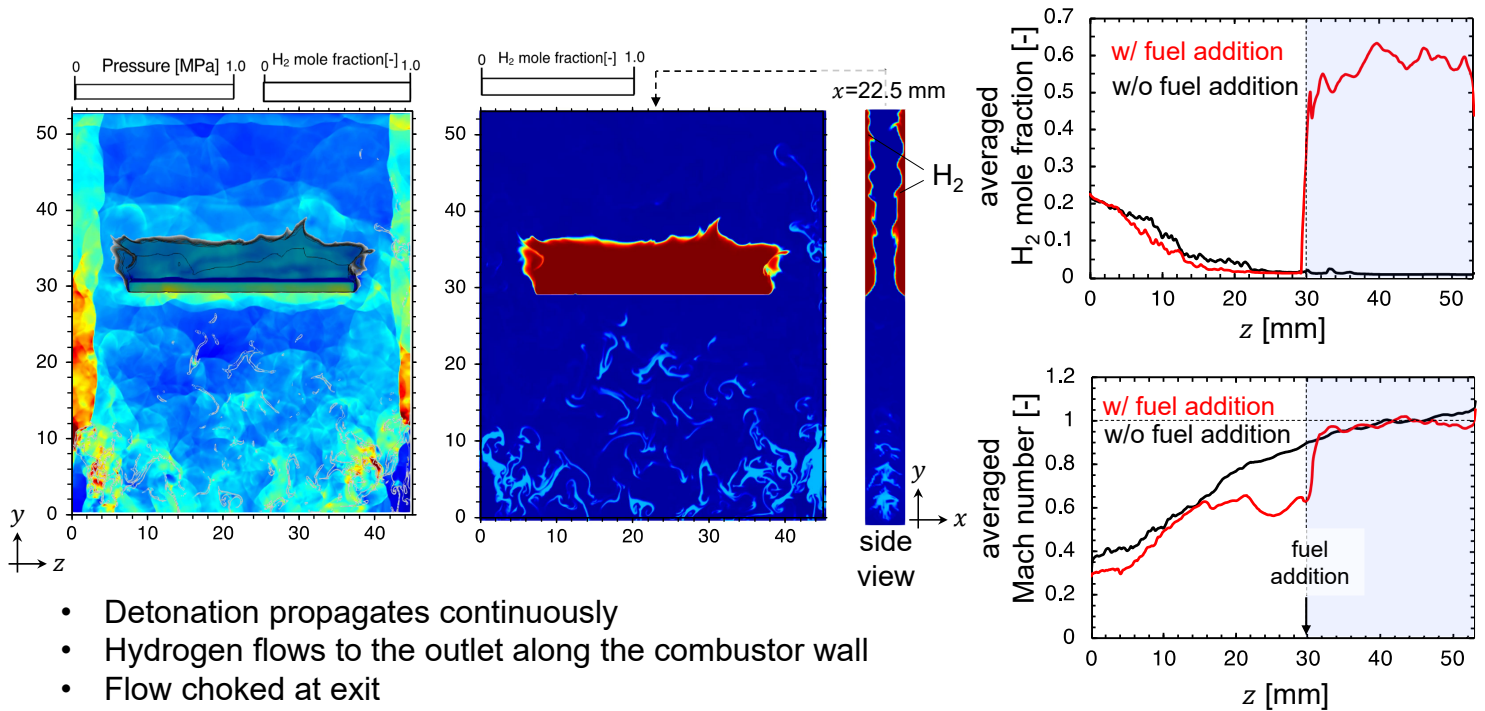
# Numerical methods (RSDC)

- **Governing equation**
  - ▶ 3D compressive Euler eq.
  - ▶ Conservation law of 9 species ( $H_2, O_2, H, O, OH, H_2O, HO_2, H_2O_2, N_2$ )
  - ▶ Equation of state of an ideal gas (thermally perfect)
- **Discretization method for convection term**  
AUSMDV (3rd ordered by MUSCL)
- **Time integration method for fluid**  
3 stages 3<sup>rd</sup> order TVD Runge-Kutta method
- **Time integration method for source term**  
Point Implicit method  
(w/ one fifth time step of fluid)
- **Chemical reaction model ( $H_2-O_2$ )**  
9 species 20 steps detailed model  
(\* Hong et al., Combustion and flame, 2011)

\*Z. Hong et al., Combustion and Flame, 2011.

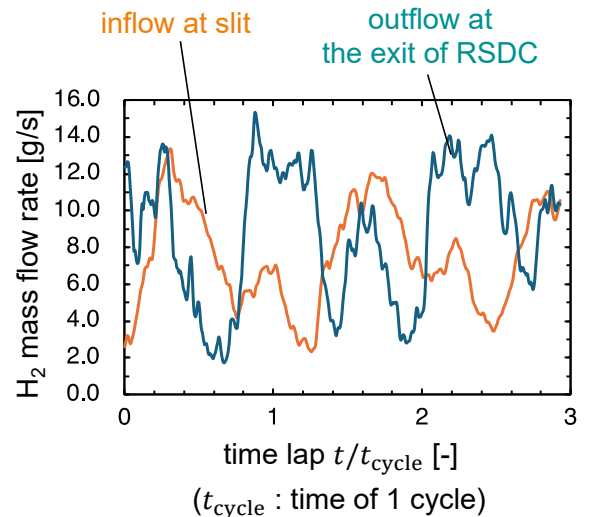
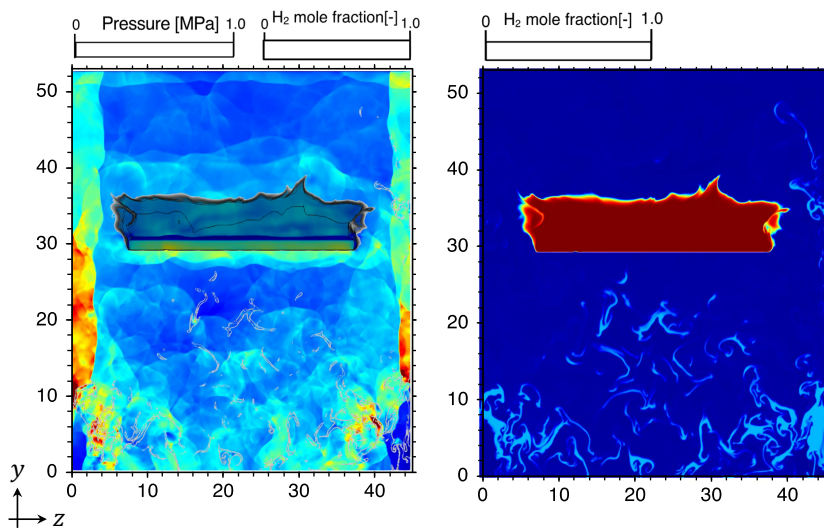
- Introduction
- **Combustion phenomena of RSDC**
  - Numerical setup
  - Results and Discussion
- Interference between the exhaust flow of RSDC and supersonic main flow
  - Numerical setup
  - Results and Discussion
- Conclusion

# Detonation propagation with fuel addition in RSDC



- Detonation propagates continuously
- Hydrogen flows to the outlet along the combustor wall
- Flow choked at exit

# Time history of H<sub>2</sub> mass flow rate

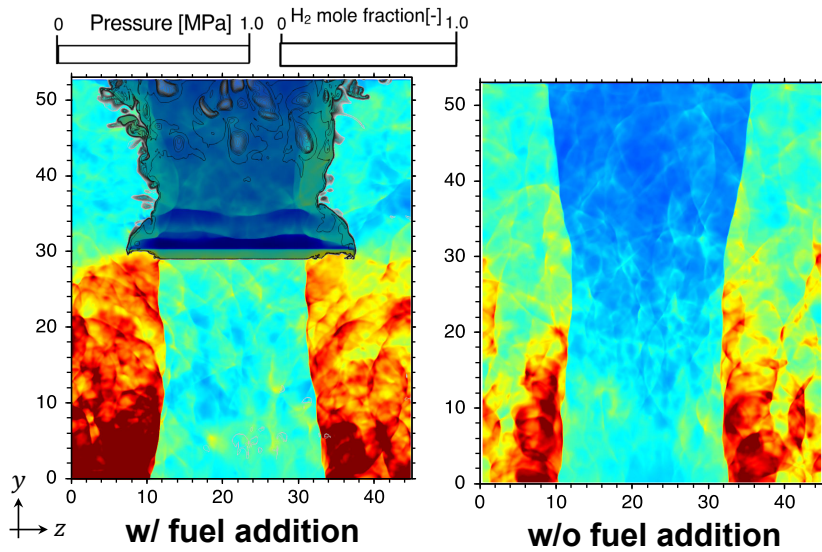


H<sub>2</sub> distribution and the mass flow rate at the slit changes dynamically with oblique shock wave propagation

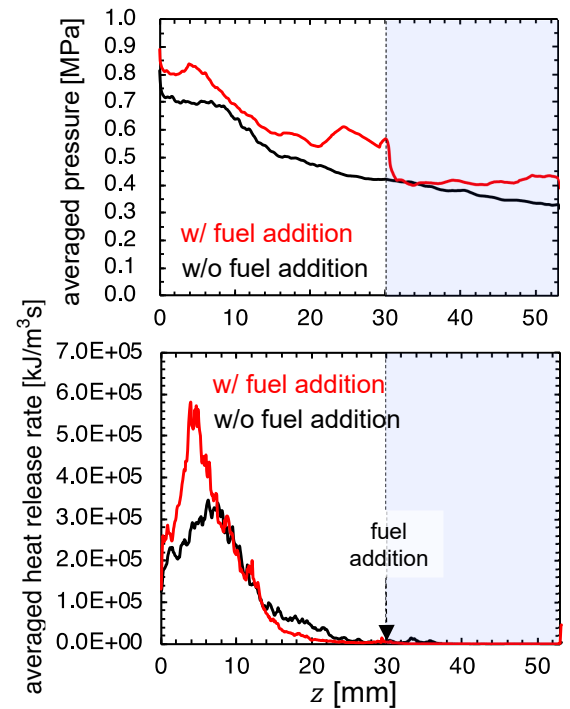
- ▶ Fluctuation of the mass flow rate of H<sub>2</sub> can be used to promote mixing with the main flow.

	actual mass flow rate [g/s]	designed mass flow rate [g/s]
additional fuel	7.07 ± 2.74	20.9

# Change of pressure distribution by fuel addition

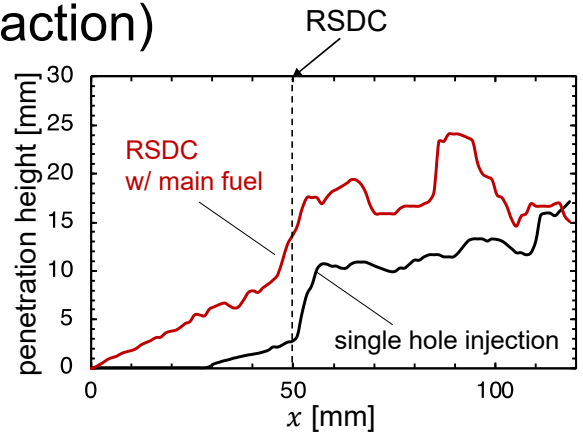
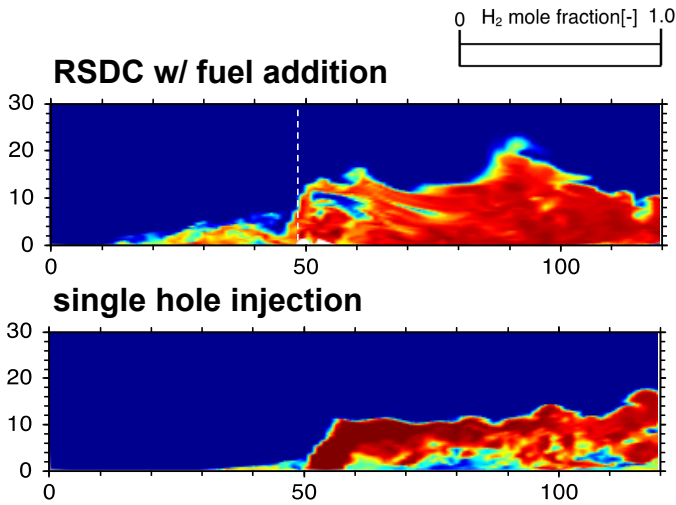


Averaged pressure increased with the inflow of additional fuel  
 ► improve combustion efficiency of RSDC



- Introduction
- Combustion phenomena of RSDC
  - Numerical setup
  - Results and Discussion
- Interference between the exhaust flow of RSDC and supersonic main flow
  - Numerical setup
  - Results and Discussion
- Conclusion

# Penetration height (w/o chemical reaction)



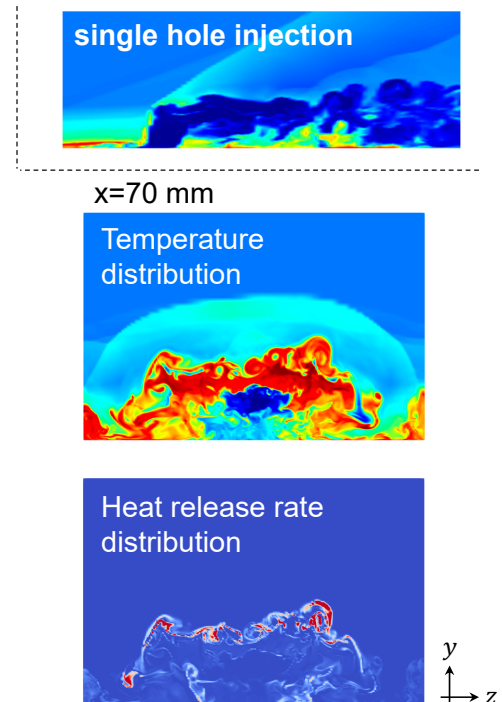
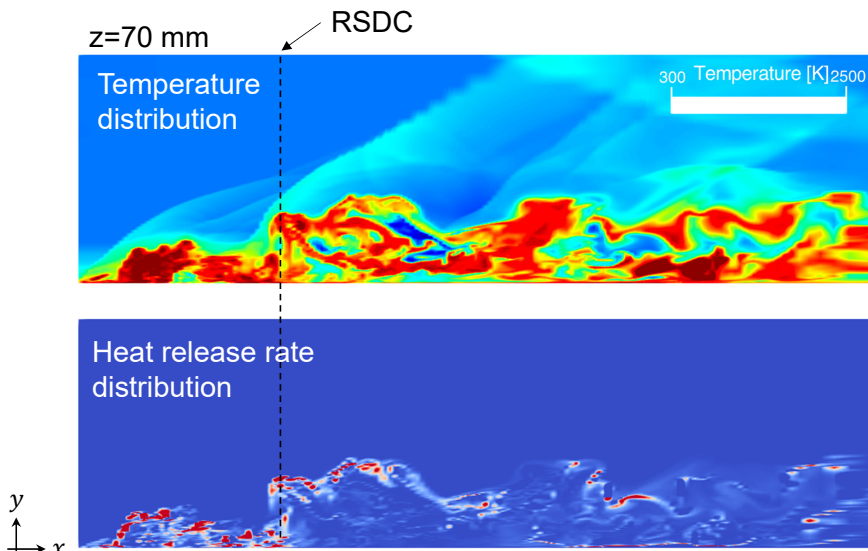
	Dynamic pressure [10 <sup>5</sup> Pa]	Area of the outlet / injection [mm <sup>2</sup> ]
RSDC w/ fuel addition	5.64	225
Single hole injection	4.58	20.27

+ 23%

The penetration height was greater than that of single hole injection  
 ► promote mixing

# Combustion characteristics of main flow area w/ RSDC

- Large flame zone was observed upstream.
- flame maintained upstream the RSDC outlet.



## Summary

3D numerical analyses were performed on the interaction of the exhaust jet of RSDC and supersonic main flow.

### The Combustion Phenomena in RSDC

- Continuous propagation of detonation waves were observed in fuel-adding cases.
- Averaged pressure increased with the inflow of main fuel and improved combustion efficiency.
- High dynamic pressure of the exhaust flow can be expected to increase penetration height.

### The Interaction of Exhaust Flow and Main Flow

- Large flame zone occurs upstream of RSDC.
- Penetration height can be improved over single hole injection.

Future work : change the connection direction of RSDC to prevent unstarting

2024/5/10

87/22

## 最期に

- 「デトネーションエンジン開発状況とシミュレーション事例の紹介」と題して、講演を行った
  - 宇宙空間での飛行実証機（2021年7月21日、[2024年8月11日](#)）の紹介
  - 回転デトネーションエンジン（RDE）のコンピュータシミュレーション事例の紹介
- まだ研究開発段階のデトネーションエンジンではあるが、世界中で研究活動が活発化しており、実用化へ向けて企業（特に米国）は積極的である

2024/5/10

88/22

アドバンスソフト  
からの情報提供

1. 今後のセミナー予定
2. セミナー資料のダウンロード
3. アーカイブ動画のご案内

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.

## 今後のセミナー予定

第4回

2024年7月12日（金）  
14：00～15：30

「シミュレーションのための情報可視化」

お茶の水女子大学  
大学院人間文化創成科学研究科  
教授 伊藤 貴之 様

受付中

第5回

2024年8月23日（金）  
14：00～15：30

「シミュレーション技術のリスク評価への適用」

東京大学 大学院工学系研究科  
原子力国際専攻  
教授 高田 孝 様

受付中

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.

下記のURLから、過去のセミナー資料をダウンロード可能です。  
<https://www.advancesoft.jp/download/>



### シミュレーション図書館 (資料ダウンロード) について

- 初めてご利用いただくお客さまは、「新規メンバー登録 (フォーラム会員登録)」をお願いいたします。ご登録いただきますと、いただいたメールアドレスあてにダウンロード用のログインパスワードをお知らせいたします。
- ログインパスワードをお持ちのお客さまは、お客さまのご登録されたメールアドレスと、こちらからお知らせしましたパスワードで、ログインしてください。ログイン中はどの資料もダウンロードいただけます。
- 会社案内、会社概要、開発実績は、ログイン不要でダウンロードいただけます。
- ご登録いただいたメールアドレスあてに、メールマガジンやアドバンスソフトからのご案内をお送りさせていただきます場合がございますので、ご了承ください。
- 資料に含まれている内容を、その一部でも著作権者の許諾なしに、複製、改変、配布を行うことおよびインターネット上で提供する等により、一般へ送ることは法律によって固く禁止されています。

### 資料カテゴリー一覧

パッケージソフトウェア▷ ナノ・バイオ 半導体 流体 管路系 二相流 防災 構造 統合環境  
解析・コンサルティング▷ 防災・地震 二相流 2次電池 その他



### 半導体

【半導体】> セミナー資料 (アドバンスソフトの半導体デバイス、電磁波解析のご紹介 ~DX、グリーンイノベーションを加速する数値解析シミュレーション~) 20221117\_all 【全体】

カテゴリー: [半導体](#) [パッケージソフトウェア](#)

【半導体】> セミナー資料 (半導体デバイス3次元TCADシステム Advance/TCAD 最新動向セミナー) 20181225\_all 【全体】

カテゴリー: [半導体](#) [パッケージソフトウェア](#)

【半導体】> セミナー資料 (半導体デバイス3次元TCADシステム Advance/TCAD 製品紹介セミナー) 20190828\_all 【全体】

カテゴリー: [半導体](#) [パッケージソフトウェア](#)

【半導体】 Advance/TCAD > セミナー資料 (オンラインセミナー「アドバンスソフトの電磁波、半導体デバイス解析のご紹介 ~IoTを支える数値解析シミュレーション~」) 20200825\_all 【全体】

カテゴリー: [半導体](#) [パッケージソフトウェア](#)

【半導体】 Advance/TCAD > セミナー資料 (半導体デバイス3次元TCADシステム発売のご紹介セミナー)

Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.

YouTubeにて、セミナーのアーカイブ動画を配信中  
<https://www.youtube.com/user/advancesoft>



Copyright ©2023 AdvanceSoft Corporation. All rights reserved.





**警告**

このレポートに収録されている文章および内容については、ご自身のために役立つ用途に限定して無料配布しています。  
このレポートを、販売、オークション、その他の目的で利用するには、著作権者の許諾が必要になります。  
このレポートに含まれている内容を、その一部でも著作権者の許諾なしに、複製、改変、配布を行うことおよびインターネット上で提供する等により、一般へ送ることは法律によって固く禁止されています。