

# ハイブリッドロケットへの取り組み

## — 始まりから提言へ —

首都大学東京 湯浅 三郎

### Approach to the Research and Development of Hybrid Rocket

#### 概要

凡そ 1/4 半世紀前から始めた東京都立科学技術大学・首都大学東京でのハイブリッドロケットの研究開発について、初期の動機からこれまでの研究開発過程を、ロケットエンジンの酸化剤流旋回型燃焼方式を中心に主にパワーポイント形式で報告するとともに、今後の取り組み方について提言する。

#### 1. はじめに

ハイブリッドロケットの歴史は古い。1926年に世界初の液体燃料ロケット(推進剤：ガソリン/LOX)がアメリカの Goddard によって打ち上げられているが、その7年後の1933年には早くも旧ソ連で世界初のハイブリッドロケット(GIRD-09、推進剤：ゲル化ガソリン/LOX)の打ち上げに成功している。1960年代初頭には燃料後退速度に対する Marxman らの境界層燃焼の理論モデルが提案され、解析的な解明が進んだ。しかしハイブリッドロケットは、遅い燃料後退速度と低い燃焼効率という本質的に内在する特徴のため理論的には優れている高性能さを達成できず、実用化には至らなかった。一方で、飛躍的に性能が向上した液体ロケットや固体ロケットがその後の宇宙開発を発展させるロケット技術となり、現在に至っている。

ところが東西冷戦も終結した1980年代後半頃より、国家的威信のために宇宙の覇権を競っていたそれまでの宇宙開発とは異なり、宇宙ビジネスが視野に入ってくると、安全性やコスト・環境負荷の面で優れた特徴を持つハイブリッドロケットが見直され、再び活発な研究開発が進められるようになった。例えば環境負荷、特に有害物質排出の面では、ハイブリッドロケットはコンポジット系推進剤の固体ロケットに比べて燃焼生成物に固体で微細な酸化アルミニウムや有毒な塩酸は含まない。これらのハイブリッドロケットエンジンの特長は、ロケットエンジン開発に不可欠な実証実験が大学においても比較的安安全に、かつ安価に行えることを示唆している。

筆者はこれらの状況に注目し、大学構内に堅固な原動機運転棟があったことと相まって、1990年ごろからハイブリッドロケットエンジンの実験的研究を始めた。その低燃料後退速度と低燃焼効率の理由を考察した上で、それらを改善する酸化剤流旋回型燃焼方式を新たに提案し、主にその有用性を実験的に検証してきた。最終的に筆者らのグループは、JAXA/ISASのハイブリッドロケット研究ワーキンググループとの共同研究で、推力5kN技術実証用ハイブリッドロケットエンジンの開発を行った。

本基調講演では、筆者らが2014年までに実施した以下の研究内容

- 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの提案と燃焼特性の把握 1992-
- 小型ハイブリッドロケットの打ち上げ実証 2001
- LOX 気化方式の提案と実証実験 2001-
- 酸化剤流旋回型燃焼器内の可視化：燃焼過程と流れ場 1997-
- 燃料後退速度支配パラメータの特定 2008-
- 推力5kN技術実証エンジンの設計・製作と実証実験 2011-
- 様々な燃焼方式の提案と燃焼実験 2010-

及びそれらに基づいた一提言を、パワーポイント形式で報告する。これらの研究に関わる筆者らの主な発表論文は、参考文献として末尾に添付してある。必要ならそれらを参照していただきたい。なおパワーポイントの前半は文献(6)で、後半は文献(16)と(19)で発表に使用したものを主に示しており、適宜追加修正した。

## 2. 発表したパラポイント

# ハイブリッドロケットへの取り組み — 始まりから提言へ —

---

首都大学東京 湯浅三郎

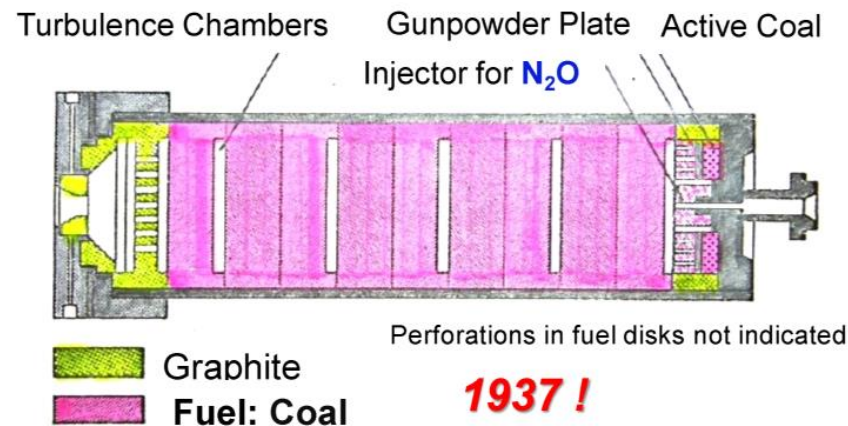
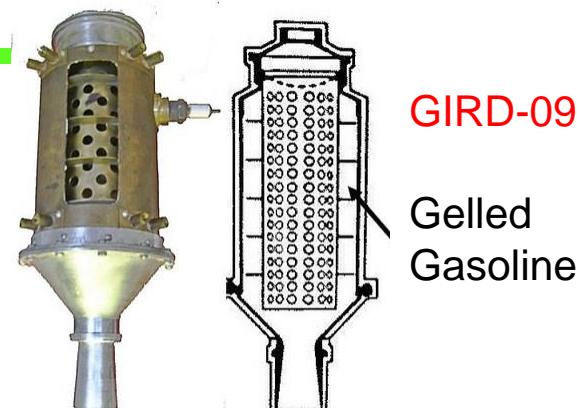
# 講演の概要

---

- 1 ハイブリッドロケットエンジンの本質的課題とその解決策
- 2 科技大・首都大でのこれまでの取り組みの概要
- 3 酸化剤流旋回型5000Nエンジンの設計・製作・実験
- 4 今後への一提言

## 背景・研究動機

- 1933年: **85年前!!** ソ連、GIRD-09  
世界初のハイブリッドロケットの打ち上げ  
推力 497 N、LOX/ゲル化ガソリン
- 1937年: ドイツ、推力 10kN、N<sub>2</sub>O/石炭  
ハイブリッドロケットエンジン
- 1960年代初頭: Marxmanら  
理論的研究  
境界層燃焼モデルの提案



### Early German Hybrid Rocket Engine

Lutz, O, Akademie. Luftfahrtforschungen, 37,13-41, 1943

☆ 実用化されていなかった最大要因

**低燃料後退速度**



要 考察・提案・実証

☆ 利点: **安全・低コスト**



大学でもロケットエンジンの実験が可能 → 実証実験可

☆ 1990年頃から科技大で研究を開始

## 背景 (2)

Causes of impractical rocket = Disadvantages

### Disadvantages due to intrinsic features of hybrid combustion

- Low fuel regression rate
- Low combustion efficiency
- Time and local variations of fuel regression rate
- Equivalence ratio shift with burning time



Difficult to attain maximum performance

### Key issues required for overcoming the disadvantages

- To increase the fuel regression rate
- To increase the combustion efficiency
- To burn a fuel grain at a predetermined equivalence ratio
- To achieve long duration burning
- To predict the time-variation of ballistic parameters

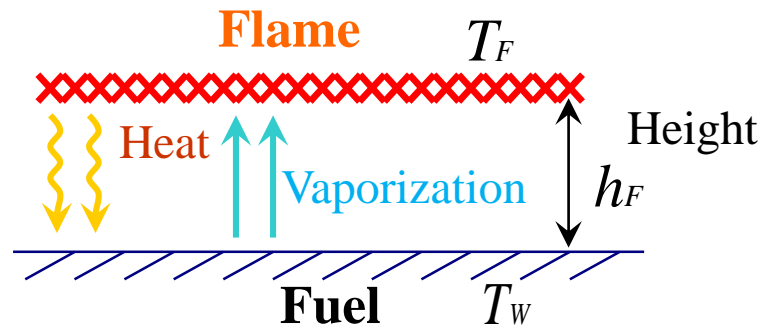
# なぜ燃料後退速度は遅いのか？

The fuel regression rate of hybrid combustion is mainly determined by convective heat transfer from the flame to the fuel surface

$$\dot{r} \rho_f Q_T = -\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{\text{surface}}$$

$h_F$  and  $Q_T$  are key parameters controlling  $\dot{r}$

$\dot{r}$  : fuel regression rate  $\frac{m/s}{kg_{fuel}}$   
 $Q_T$ : total heating energy  $\frac{kJ}{kg_{fuel}}$



For **PP** fuel and typical physico-chemical values

$$\dot{r} \cong \frac{0.23}{h_F}$$

Hybrid rocket combustion inevitably results in a low  $\dot{r}$  due to a flame zone established within a boundary layer with a thickness of a few mm or more

$h_F$ [mm]	$\dot{r}$ [mm/s]
0.1	2.3
1	0.23
10	0.023

# 燃料後退速度を速くするには？

- ★ 火炎帯を燃料表面に可能な限り近づける
- ★ 蒸発しやすい固体燃料を用いる

- ① To reduce boundary layer thickness by increasing flow velocity near the surface
- ② To adopt a fuel with a low melting point and a low  $Q_T$

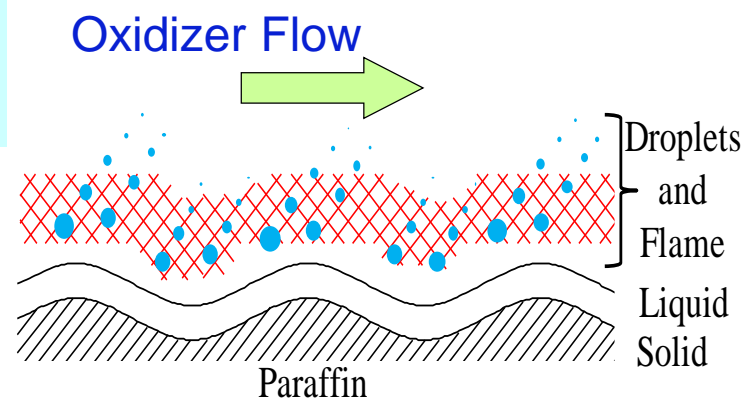
- ① Swirling oxidizer injection
- ② Paraffin fuel

## Concerning paraffin fuels :

$Q_T$  is mainly dominated by melting process due to low melting point and thus liquid droplet entrainment into main gas flow

$$Q_T: \text{FT0070 paraffin} \cong 314 \text{ kJ/kg}_{\text{fuel}} < \text{PP} \cong 1129 \text{ kJ/kg}_{\text{fuel}}$$

Ordinary paraffin fuels cause an increase in  $\dot{r}$  up to several times than solid fuels like PP and PMMA.





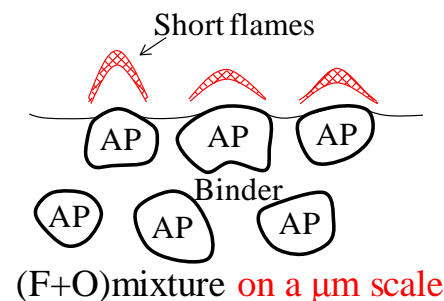
# 燃焼効率が低いのはなぜか？ (1)

Why is  $\eta_c$  rather low for hybrid engines compared to solid and liquid ones?

## ➤ Solid rocket combustion

Solid fuel and oxidizer are premixed on a **micron-meter scale** in the propellant

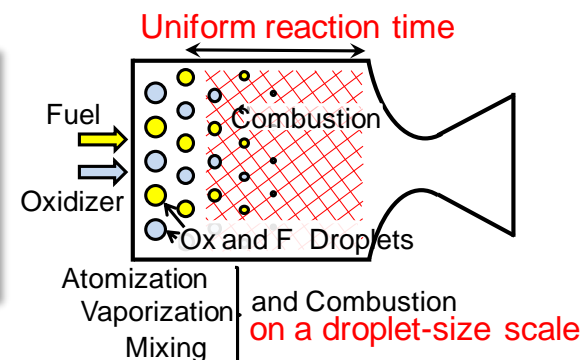
Motor length does not influence  $\eta_c$



## ➤ Liquid rocket combustion

Liquid fuel and oxidizer atomize, vaporize, mix with each other, and burn on a **droplet-size scale**

Combustion occurs throughout the whole chamber space



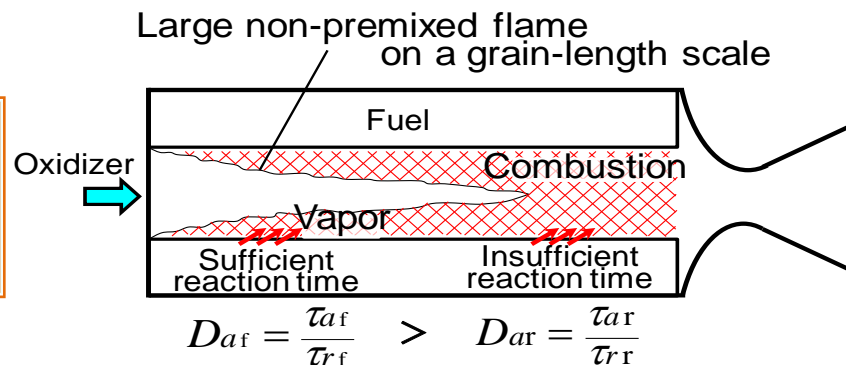
## In hybrid rocket combustion

The burning scale is much larger than those of other engines, and the effects of combustion chamber length differ from those of other engines.

# 燃焼効率が低いのはなぜか？ (2)

## ➤ Hybrid rocket combustion

Hybrid combustion with a **large non-premixed flame** like a large solid fuel combustion occurs **on a grain-length scale**



### ■ Characteristic fluid dynamic time $\tau_a$

- Fuel from the **front** region → The **whole chamber volume** is available for burning
- Fuel from the **rear** region → Only a **short chamber length** is available for burning

$$\tau_a \cong \frac{\rho_c \cdot V_{avail}}{\dot{m}} \quad \rightarrow \quad \tau_a \text{ decreases with axial position along fuel grain}$$

### ■ Characteristic reaction time $\tau_r$

$\tau_r$  increases with flow distance due to a decrease in oxidizer concentration and thus in combustion temperature

$\tau_a$  と  $\tau_r$  は長さ方向で逆の特性をもつ

The Damköhler number ( $\tau_a / \tau_r$ ) decreases with flow distance

- Fuel from the **front** region completely burns due to a **sufficient reaction time**
- Fuel from the **rear** region has an **insufficient reaction time** to burn completely

low  $\eta_c$

## 燃焼効率を上げるには？

- **Swirling oxidizer injection at fuel grain head** to increase turbulence in the flame zone, causing an increase in the mixing rate between oxidizer and vaporized fuel



- $\tau_a$  に対して: 「超攪拌燃焼器」に近づける効果
- $\tau_r$  に対して: 燃料/酸化剤の混合時間の短縮

- **Aft combustion chamber** with an adequate volume

# 長秒時燃焼に関する問題点

- Dependency of fuel regression rate on burning parameters

$$\dot{r} = aG^n (\dot{m}_o, \dot{m}_f, d, L, x, t) \cong a'G_o^n (\dot{m}_o, \dot{m}_f, d, L, x, t)$$

$$\rightarrow \begin{cases} \dot{m}_{f\text{total}} = f(\dot{m}_o, d, L, t) \\ \varphi_{\text{total}} = g(\dot{m}_o, d, L, t) \end{cases}$$

$G$ : total mass flux,  $G_o$ : oxidizer mass flux  
 $\dot{m}_o$ : oxidizer mass flow rate,  $\dot{m}_f$ : fuel mass flow rate  
 $d$ : grain port diameter,  $L$ : grain length  
 $t$ : burning time,  $\varphi$ : equivalence ratio

- Equivalence ratio shift with burning time (O/F shift)

$\dot{m}_{f\text{total}}$  is varied during burning due to the increase in  $d$  and thus the decrease in  $G_o$



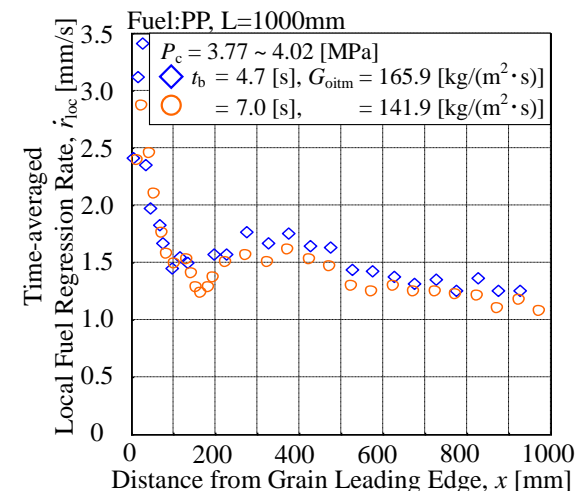
- $\varphi$  shift occurs
- $\varphi_{\text{final}} / \varphi_{\text{initial}}$  decreases ( $n > 0.5$ )

- Variation of  $\dot{r}$  with location and time

Local  $\dot{r}$  varies with axial position along the fuel grain in a complicated manner.



Non-uniformity of burning behavior causes local and early burn-outs of the fuel grain at some locations



これらをどのように解決するか!

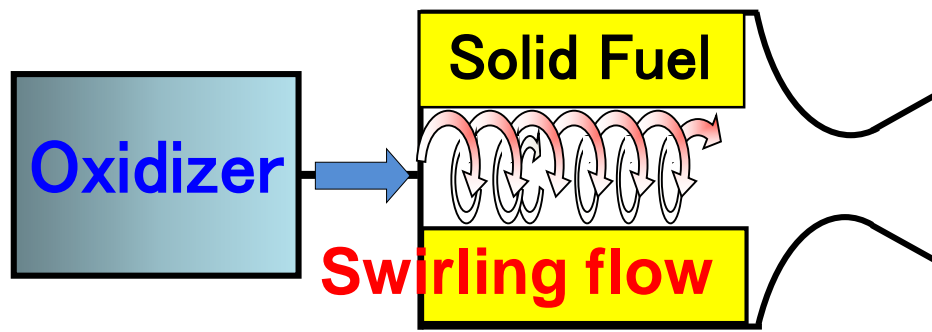
# 科技大・首都大のこれまでのハイブリッドロケット エンジンの研究・開発 (1990-2014)

- 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの提案と  
燃焼特性の把握 1992-
- 小型ハイブリッドロケットの打ち上げ実証 2001
- LOX気化方式の提案と実証実験 2001-
- 酸化剤流旋回型燃焼器内の可視化：燃焼過程と流れ場 1997-
- 燃料後退速度支配パラメータの特定 2008-
- 推力5000Nエンジンの設計・製作と実証実験 2011-
- 様々な燃焼方式の提案と燃焼実験 2010-

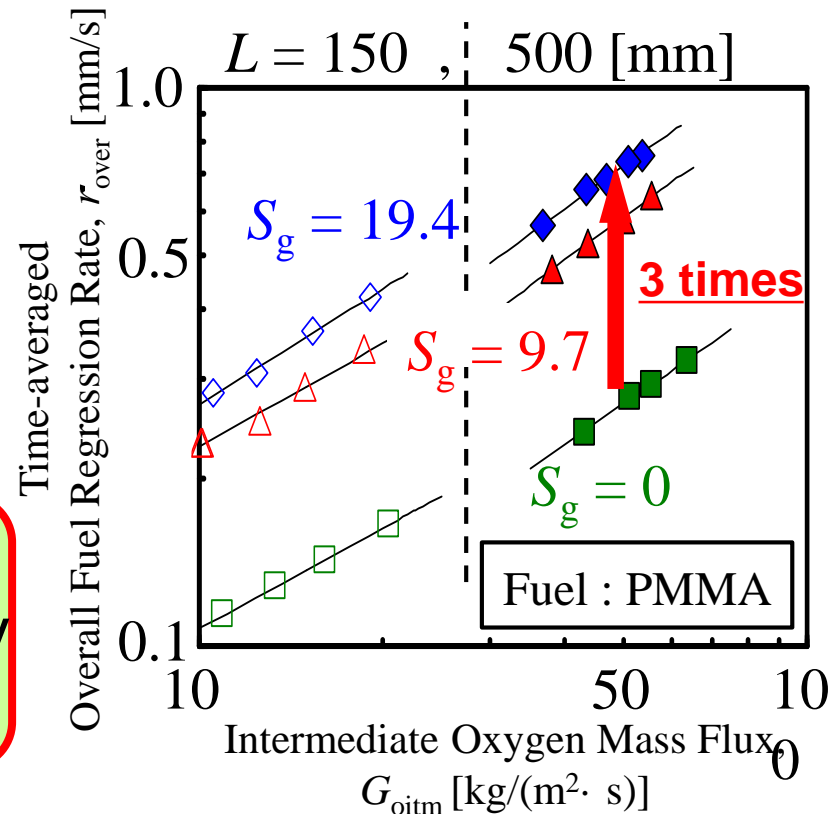
## 燃料後退速度改善策：酸化剤流旋回型燃焼方式

We proposed a **swirling oxidizer injection at fuel grain head on 1992** to increase fuel regression rates and mixing between oxidizer and vaporized fuel.

### - Swirling-Oxidizer-Flow-Type hybrid rocket engine -

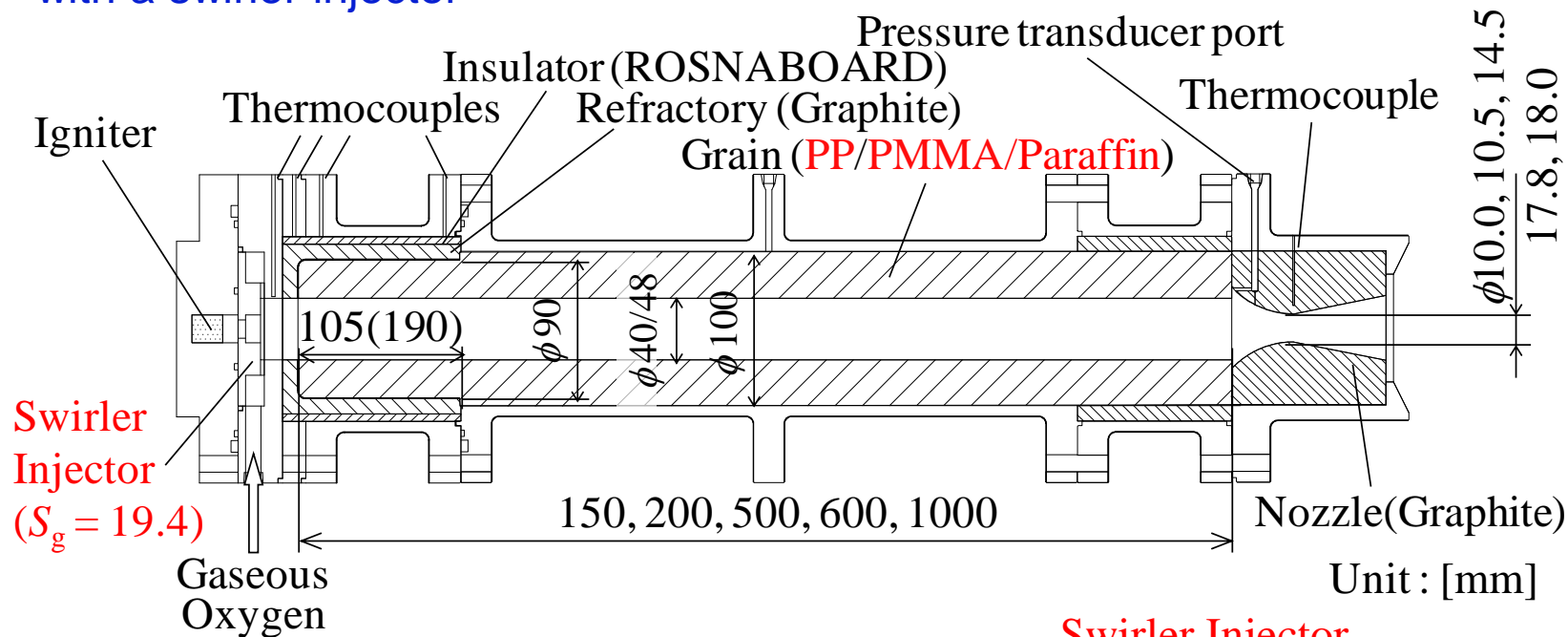


Swirling injection increases fuel regression rates remarkably (about 3 times)



# 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン

- Fuel regression rate behavior was examined in detail using this type engine with a swirler injector

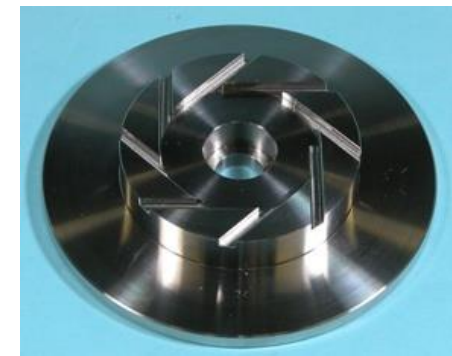
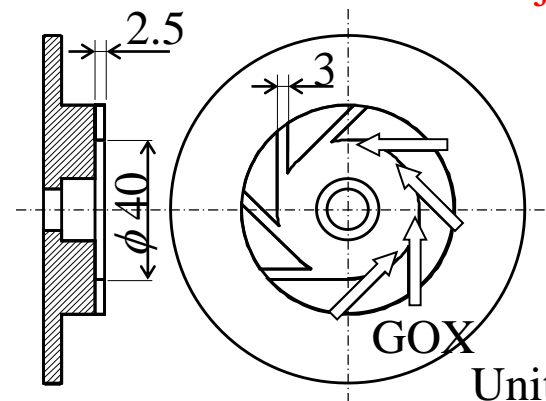


## Experimental condition

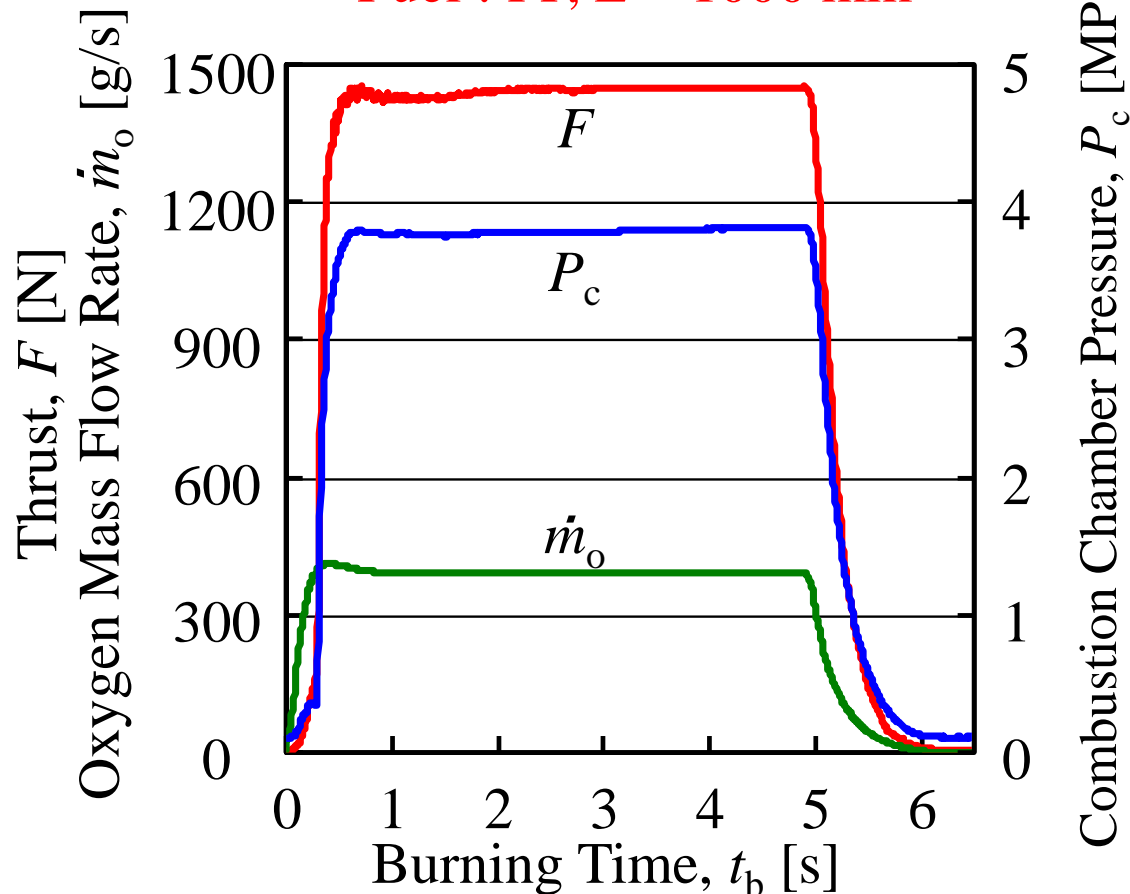
$$P_c: 1.0 \sim 7.0 \text{ [MPa]}$$

$$\dot{m}_o: 15 \sim 400 \text{ [g/s]}$$

$$t_b: \sim 27 \text{ [s]}$$



## エンジン性能の燃焼履歴

Fuel : PP,  $L = 1000$  mm

Time-averaged values

$$F = 1387 \text{ [N]}$$

$$P_c = 3.64 \text{ [MPa]}$$

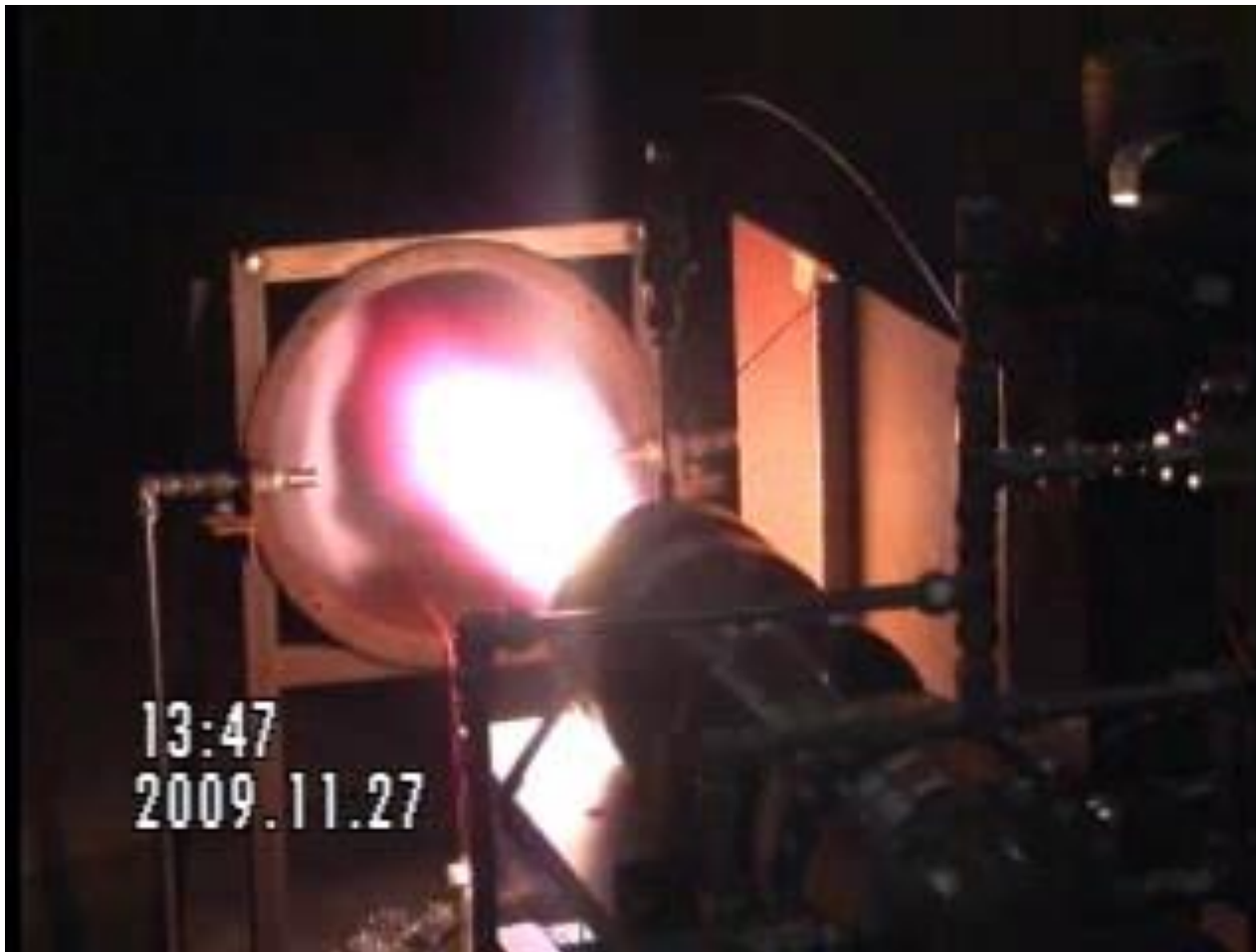
$$\varphi_{\text{ave}} = 1.87$$

$$I_{\text{sp}} = 241 \text{ [s]}$$

- Ignition occurred rapidly and reliably.
- Combustion oscillations did not occur when using GOX.
- For long duration burning at a constant  $\dot{m}_o$ ,  $P_c$  and  $F$  increase slightly with time.



# 長秒時燃焼中のエンジンの様子



Propellant :

PP/GOX

$L = 600$  [mm]

$\dot{m}_o = 108$  [g/s]

$t_b : 25.4$  [s]

$F : 372$  [N]

$P_c : 1.18$  [MPa]

- Burning tests since 1993 were conducted over 500 times.
- Stable combustion and good ballistic condition were achieved by applying swirl to oxygen injection.
- Increasing the burning duration had no intrinsic problems for engine performance.

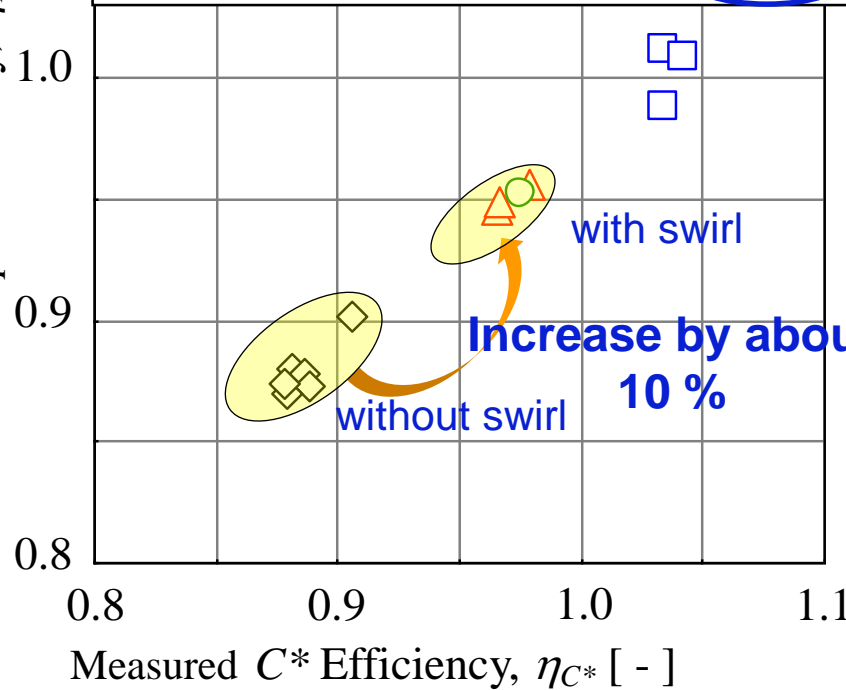
# 酸化剤流旋回型燃焼方式による燃焼効率の改善

Corrected  $I_{sp}$  Efficiency,  $\eta_{I_{sp}}$  [-] = Real  $\eta_{C^*}$

$$\text{Real } \eta_{C^*} = \text{Corrected } \eta_{I_{sp}} = \eta_{I_{sp}} / 0.98$$

Fuel: PMMA

With swirl			
□	$L=150$ [mm], $P_c=1.16\sim 1.19$ [MPa], $\phi=0.62\sim 0.64$		
△	$=500$ , $=3.32\sim 3.$ , $=1.32\sim 1.38$		
○	$=1000$ , $=3.86$ , $=2.06$		
-----			
Without swirl			
◇	$L=500$ [mm], $P_c=1.22\sim 1.81$ [MPa], $\phi=0.53\sim 0.60$		



Adding swirl to the oxygen injection made  $\eta_{C^*}$  increase by about 10%.



$\phi$  was increased substantially due to an increase of  $\dot{r}$  even in the same volume of the combustion chamber.

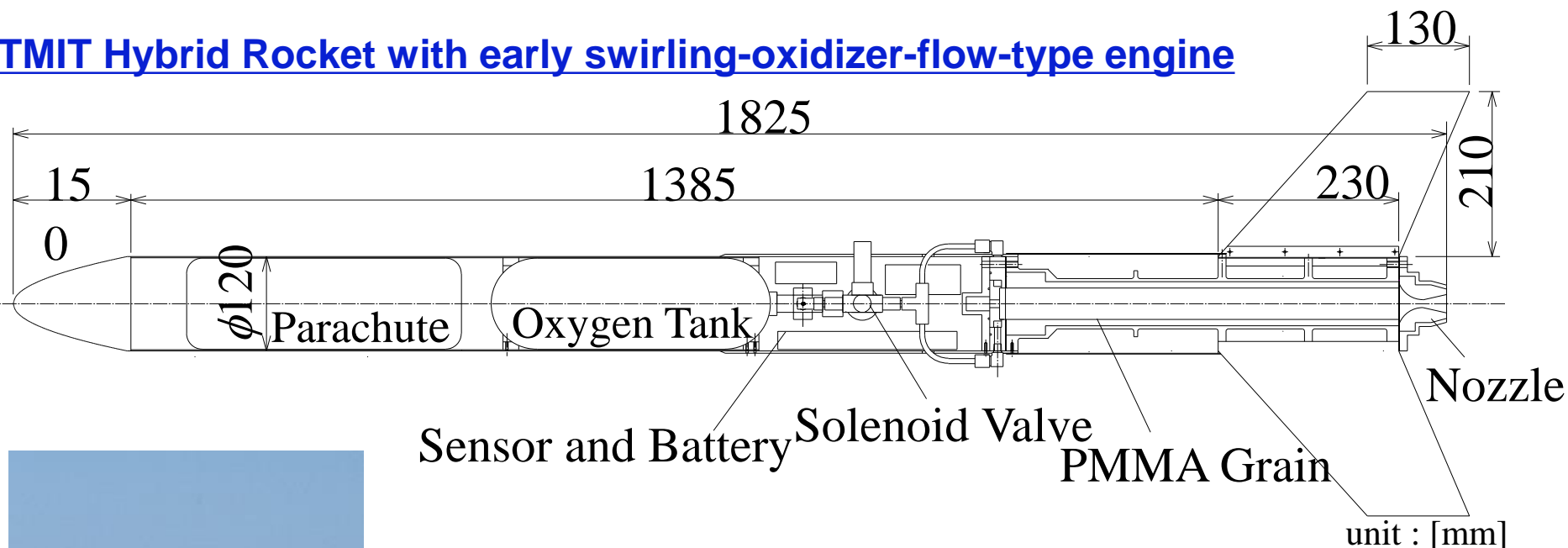


Swirling motion is useful for improving engine performance with regards to both  $\eta_{C^*}$ , in turn,  $\eta_C$  and the combustion chamber length.

# 日本初のハイブリッドロケットの打ち上げ成功

(JNASDA  
の補助)

## TMIT Hybrid Rocket with early swirling-oxidizer-flow-type engine



Hokkaido, Taiki-cyo, 2001

**FIRST SUCCESS** in launching a small hybrid rocket in Japan in 2001

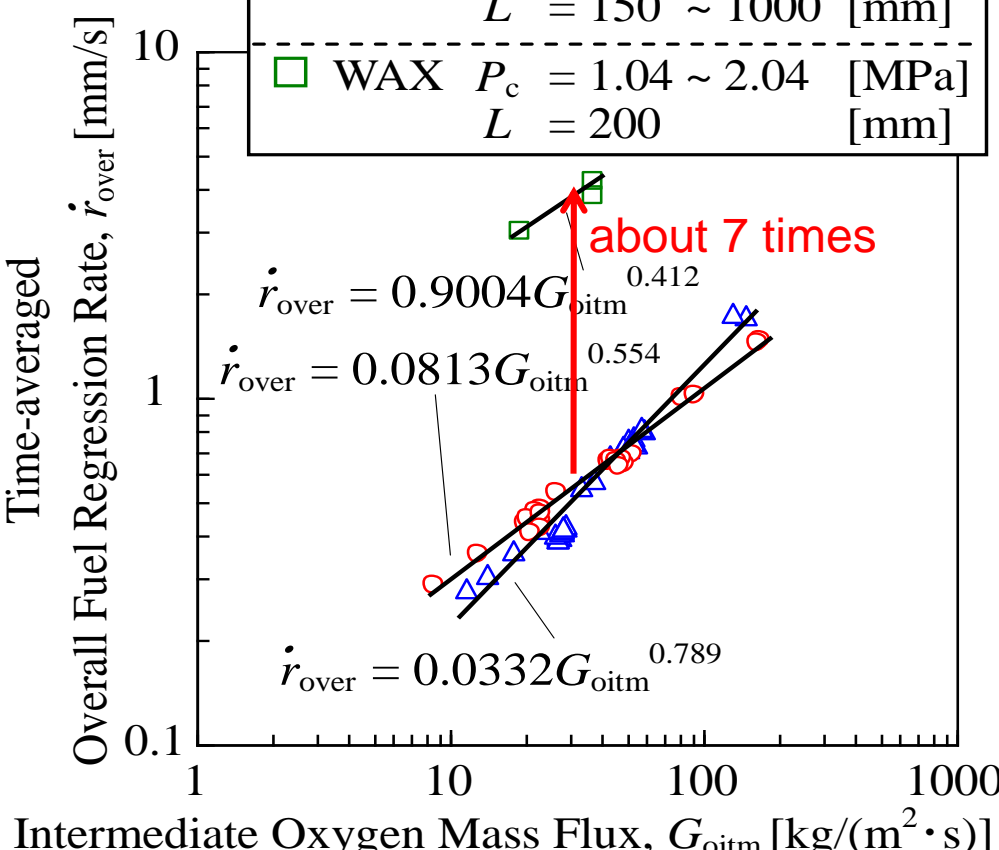
Propellant : PMMA / Gas  $O_2$ (GOX)

Altitude : 600 m , Thrust : 700 N

- This launch was substantiated the availability of this type injection method.

# 酸化剤流旋回型パラフィンの燃料後退速度と $\eta_{C^*}$

○	PP	$P_c = 0.38 \sim 3.77$ [MPa]
		$L = 150 \sim 1000$ [mm]
<hr/>		
△	PMMA	$P_c = 0.67 \sim 4.32$ [MPa]
		$L = 150 \sim 1000$ [mm]
<hr/>		
□	WAX	$P_c = 1.04 \sim 2.04$ [MPa]
		$L = 200$ [mm]

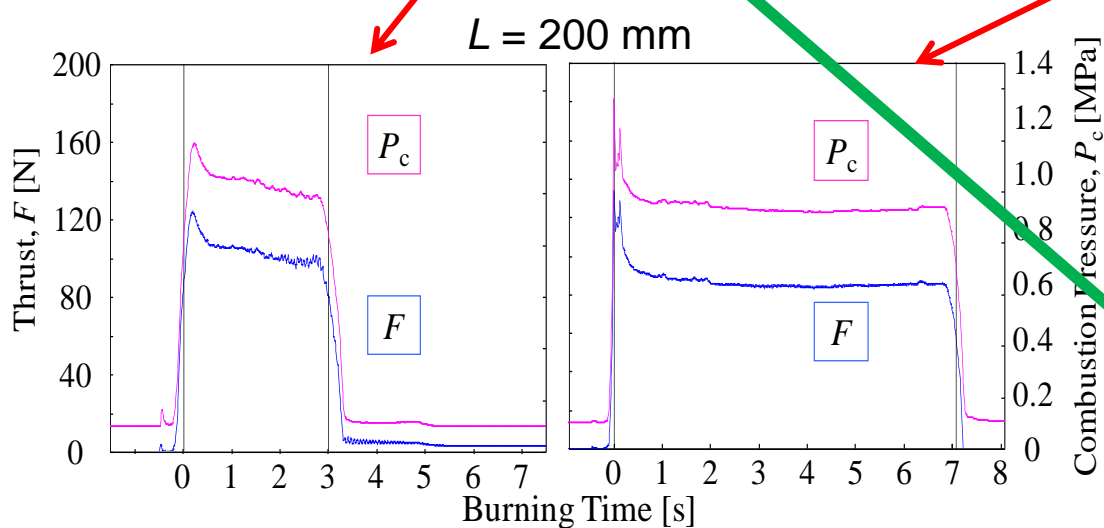
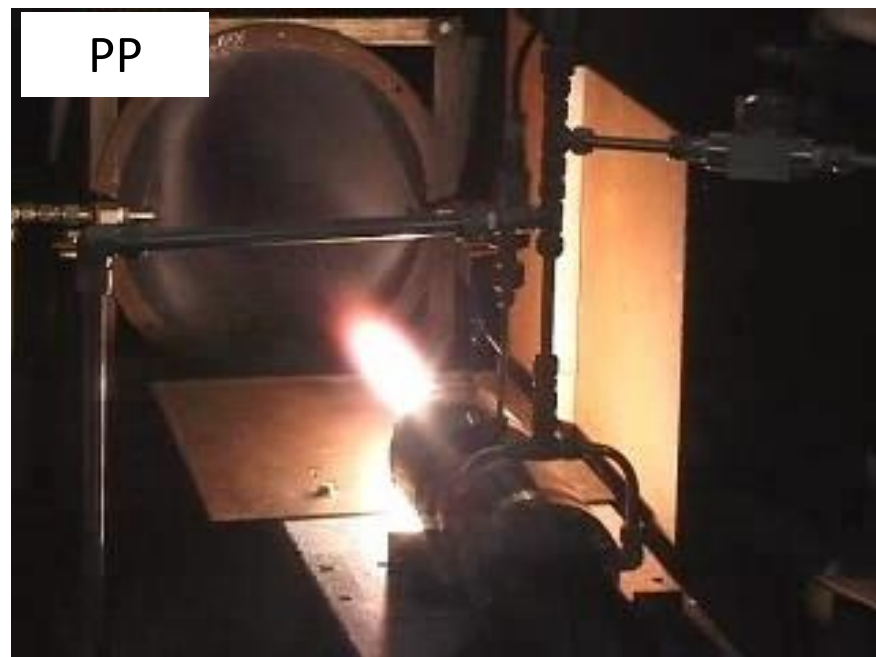


## Experimental Results using a Swirling-type Engine with L= 200 mm

Fuel	$t$ [s]	$\phi$ [-]	$\eta_{C^*}$ [-] (not corrected)
Paraffin (FT-0070)	2 - 4	3.8 - 5.3	0.73-0.84
PP	4 - 27	1.1 - 2.9	0.92 - 1.0

- Fuel regression rates remarkably increased.
- $C^*$  efficiency and thus combustion efficiencies were very low.

# パラフィンとPPの燃焼状況の比較



Fuel	$G_{oitm}$ [kg/(s·m <sup>2</sup> )]	$\phi$ [-]	$\eta C^*$ [-]	$\dot{r}_{over}$ [mm/s]
Paraffin	19.1	5.32	0.73	3.1
PP	23.7	1.12	0.97	0.46

The fuel regression rate was very large, but a large amount of fuel only melted in the combustion chamber and was exhausted without burn out.

# パラフィンハイブリッドロケットエンジンの課題解決

■ In our small hybrid rocket engine with a large L/D ratio, F/O ratio became too large.



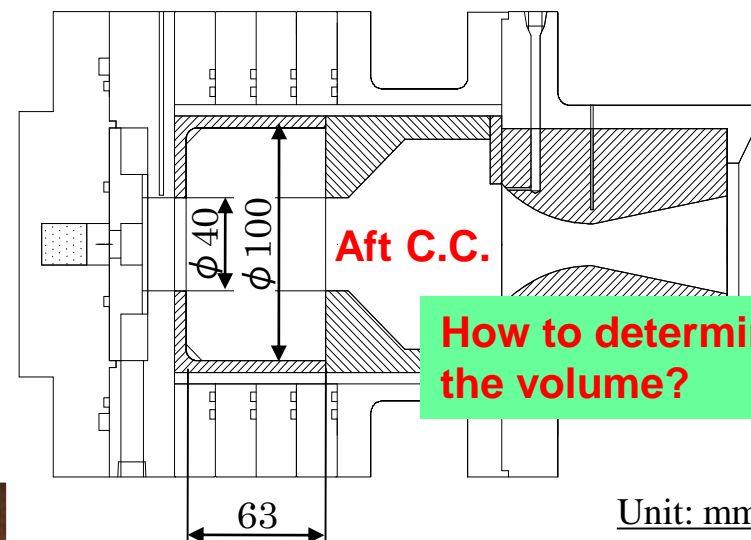
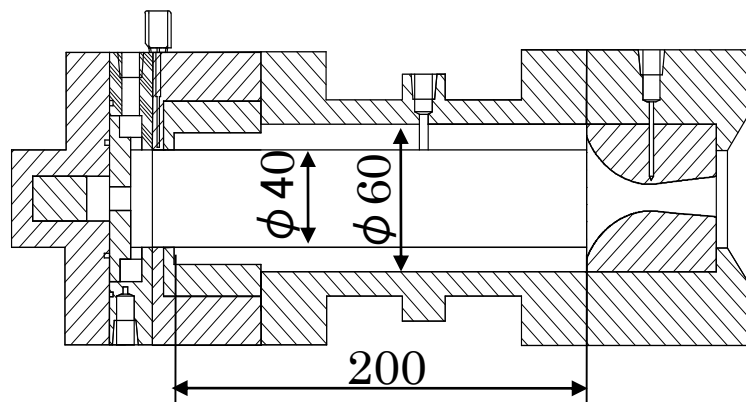
Engine with a short combustion chamber

■ Combustion efficiency was too low



Aft combustion chamber with an adequate volume

*Example*



Unit: mm

Nozzle

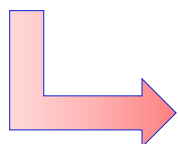


Premixed flame between unburned fuel and air

at  $\phi = 3.8$ ,  $P_c = 2.02$  MPa  
 $\eta_{c^*} = 0.74$

## 後方燃焼室容積の決定のための試み

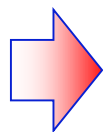
When assuming  $(\tau_a)_{\text{ideal}}$  equal to  $(\tau_a)_{\text{exp}}$ , the combustion chamber volume including the aft combustion chamber is roughly estimated from the pressure ratio of the ideal value to the experimental value.



$$(V_c)_{\text{ideal}} \cong (V_c)_{\text{exp}} \frac{(P_c)_{\text{ideal}}}{(P_c)_{\text{exp}}}$$

### Experimental Result

For FT-0070 paraffin ,  
the pressure ratio of  
*Ideal* to *Exp* was  
about **1.2 to 1.4**.



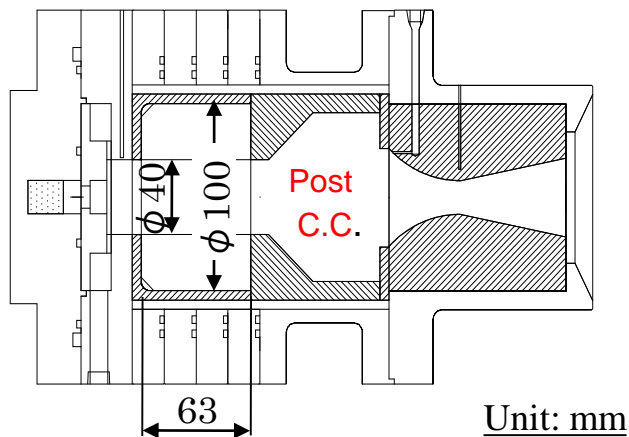
The aft combustion chamber volume requires  
about **30%** of the main combustion chamber  
volume for complete combustion.



FT-0070 paraffin HRE	>	Liquid Rocket Engines
L* : about 3.7 m		L* : 0.56 to 1.78 m



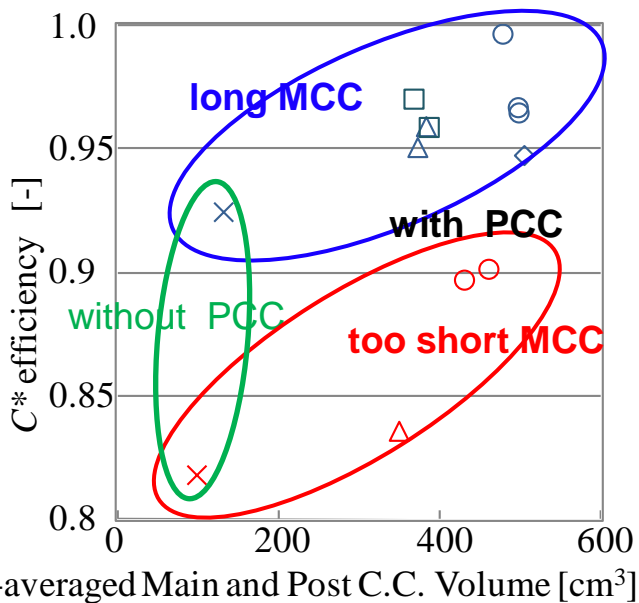
# 燃焼状況と $\eta_{C^*}$ 効率の改善



燃料後退速度増加  $\Rightarrow$  グレイン表面積縮小  
 反応時間確保  $\Rightarrow$  後方燃焼室設置

主燃焼室の滞在時間の影響大

最適燃焼室容積の推定

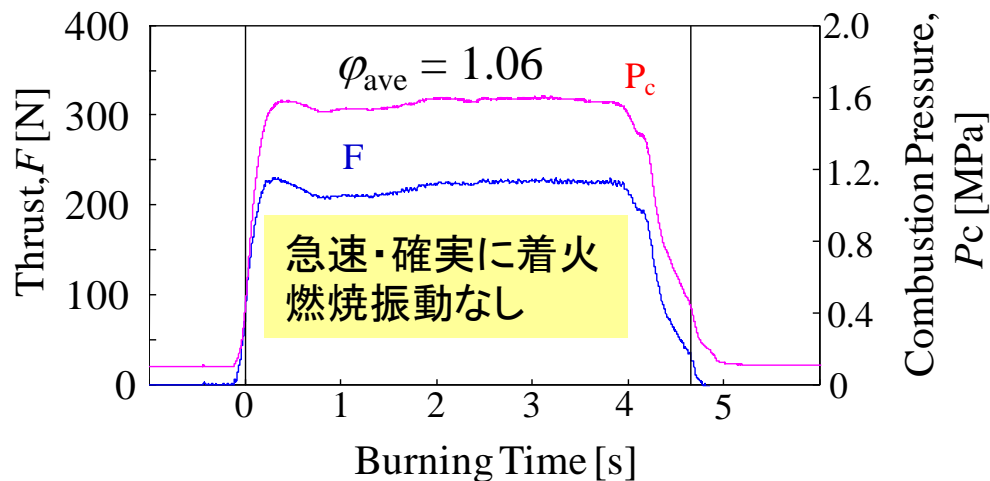


エンジン排気の様子

後方燃焼室 なし 有



NO.	$G_{oave}$ [kg/(s·m <sup>2</sup> )]	$\phi$ [-]	$\eta_{C^*}$ [-]
#2	35.3	3.40	0.87
#4	36.9	1.82	<b>0.99</b>



#6 後方燃焼室を有するエンジン性能履歴

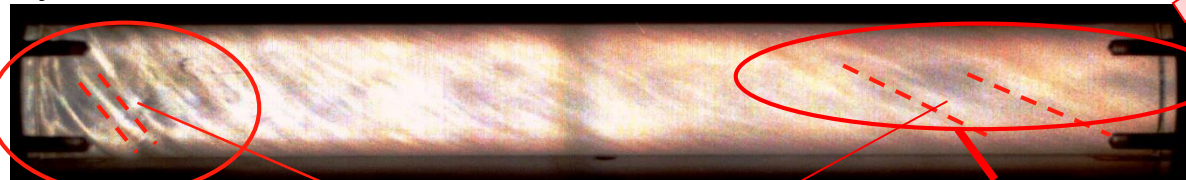


# 燃焼室内可視化：酸化剤流旋回型燃焼方式の解明に有用

火炎位置情報 → 前方からの観察

Side view: Swirling flames of PMMA with  $\text{GO}_2$

Injector **Strong swirling motion** L= 500 mm Nozzle



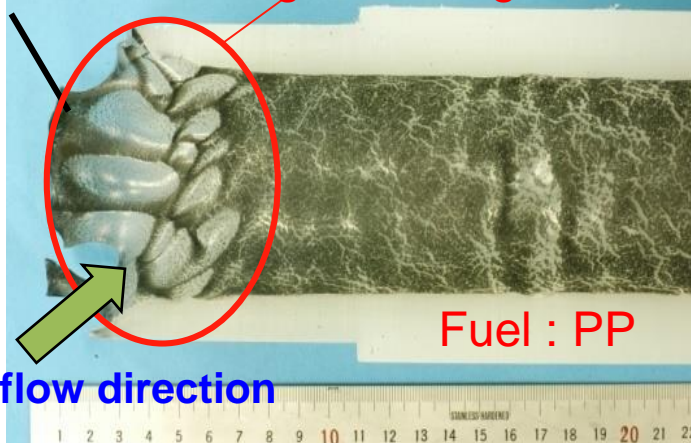
Clear streaks **Swirling flow directions** Dim streaks

■ The oblique directions of the streak flames coincide with the swirl directions of the  $\text{O}_2$  flow.

- In the leading edge region, the streaks were seen clearly, and thus the flames might adhere to the burning grain surface.
- In the rear region, the streaks became dim, and thus the flames might become detached from the surface.

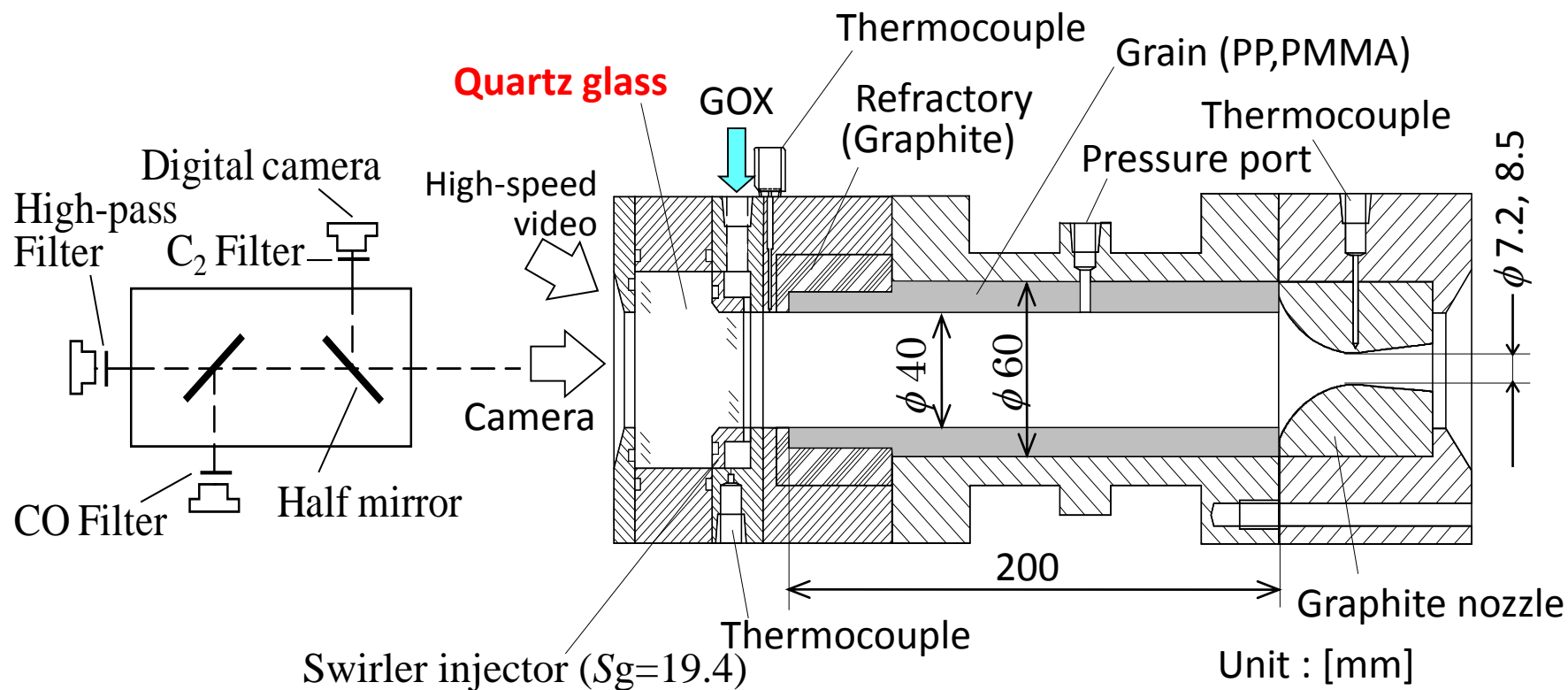
Appearance of grain after burning

Grain head **Larger fuel regression rate**



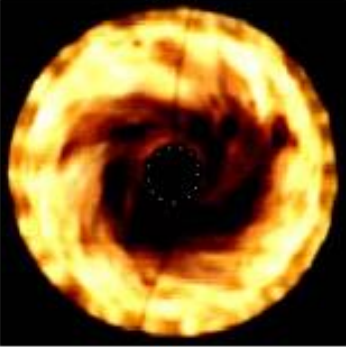
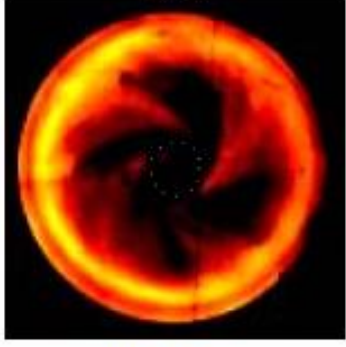
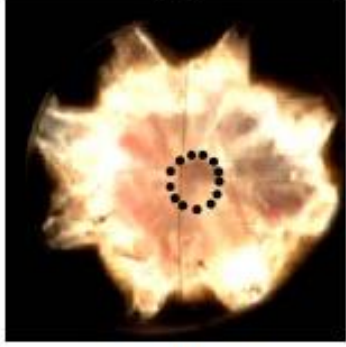
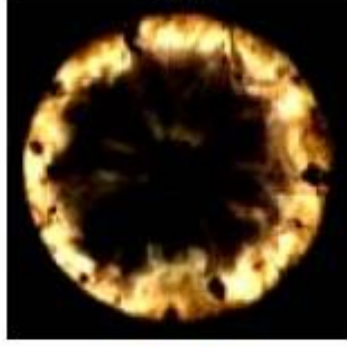
- The leading edge region was covered with larger deep depressions (smooth and clean surface) consumed by the  $\text{O}_2$  injection flows.
- In the downstream, carbon decomposed from the grain adhered to the surface.
- The fuel regression rate in the leading edge region is controlled by the swirling  $\text{O}_2$  wall jet along the grain independent of the oxygen mass flux based on the burning port area.

# 燃焼室内可視化用 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン



Direct and filtered flame appearances can be observed from the front through a quartz glass

## 旋回の有無による火炎位置の違い

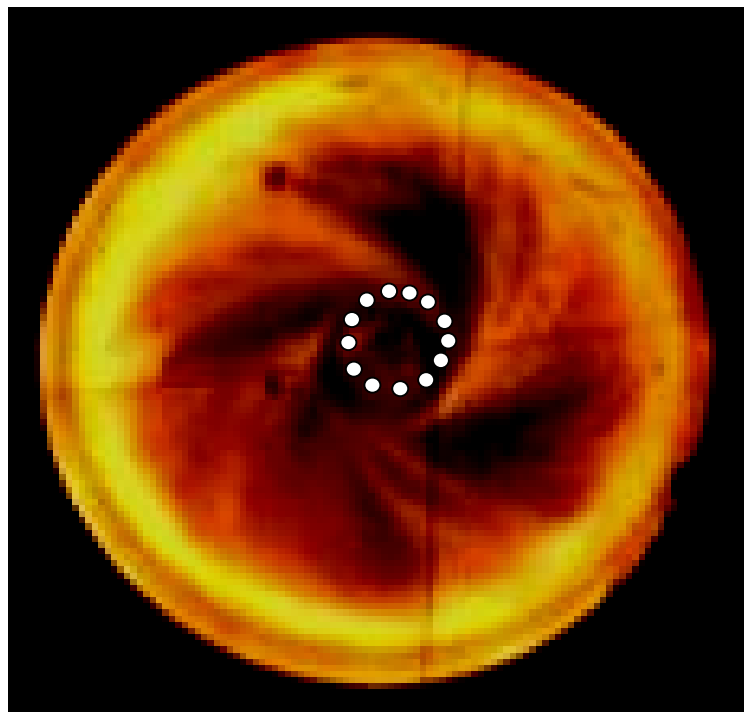
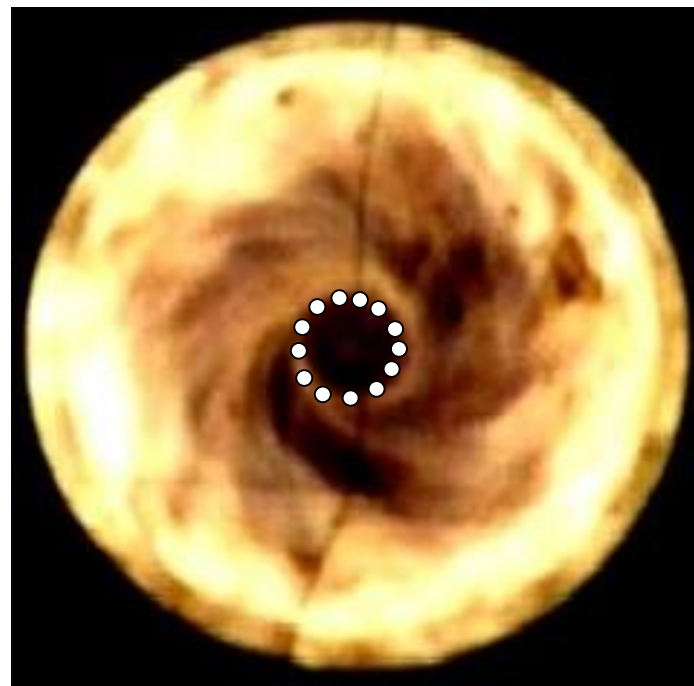
	(a)	(b)	(c)	(d)
				
Fuel	PP	PMMA	PP	PMMA
O <sub>2</sub> flow	Swirling		Non-swirling	
$G_{oitm}$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]	11.9	10.1	12.7	13.5
$\phi$ [-]	1.62	1.47	0.81	0.42

The centrifugal force due to the swirling motion of the O<sub>2</sub> injection brought flames close to the grain surface, resulting in an increase of the fuel regression rates.

## 燃焼室内の旋回火炎の様子 (1)

PMMA

(Front View) — PP

 $G_0 = 10.1 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,  $\varphi = 1.47$ ,  $P_c = 1.0 \text{ MPa}$  $G_0 = 11.9 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,  $\varphi = 1.62$ ,  $P_c = 1.0 \text{ MPa}$ 

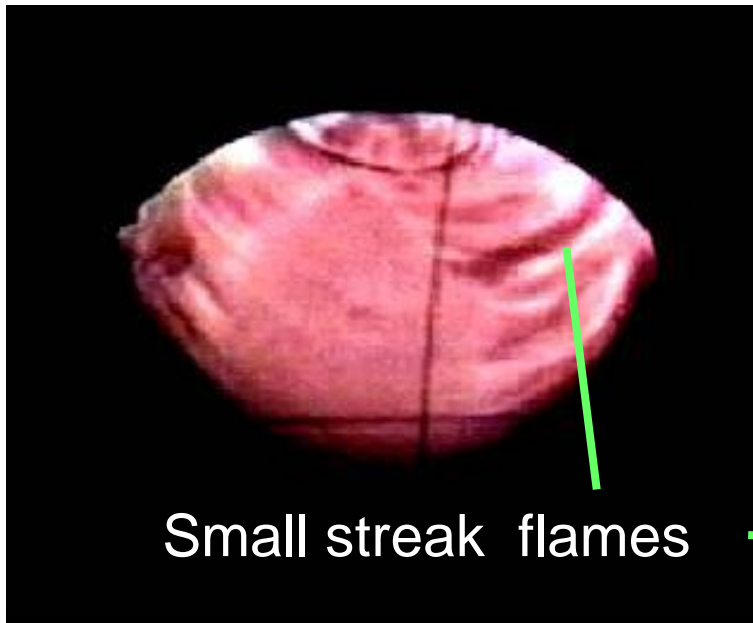
- Disturbed annulus swirling aggregate flames for PMMA and PP developed near the grain surface.
- The flames for PMMA was thinner and developed closer to the grain surface than that for PP.

## 燃焼室内の旋回火炎の様子 (2)

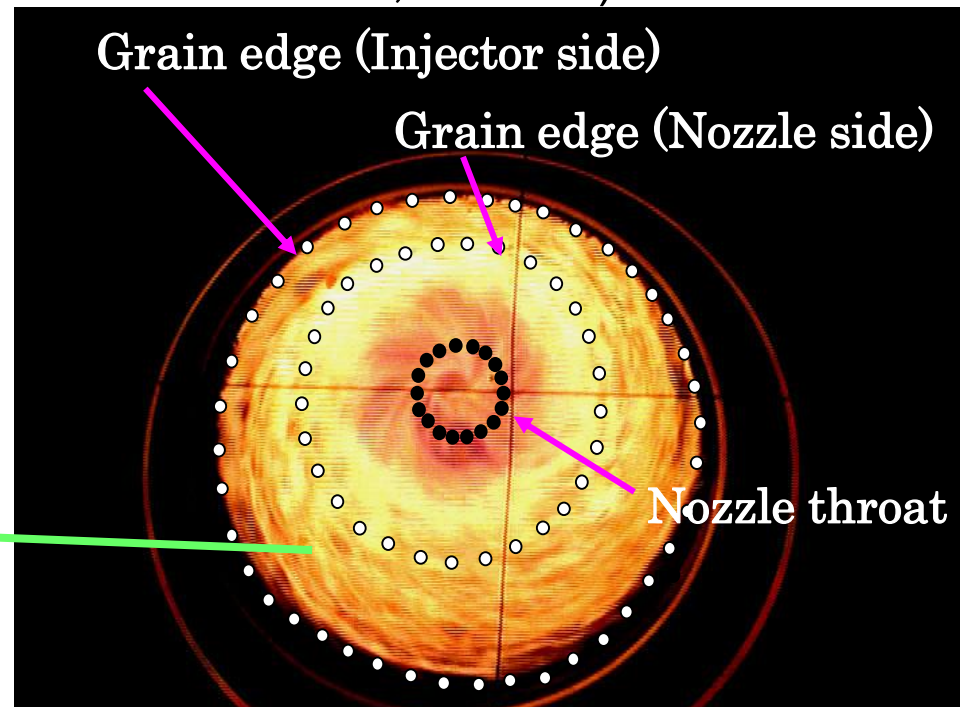
High-speed video picture  
(Oblique view, 500 FPS)

Fuel : PP

Video picture (Oblique view,  
1/8000 s, 30 FPS)



$P_c = 0.7 \text{ MPa}$ ,  $G_o = 10.4 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,  $\varphi = 1.7$



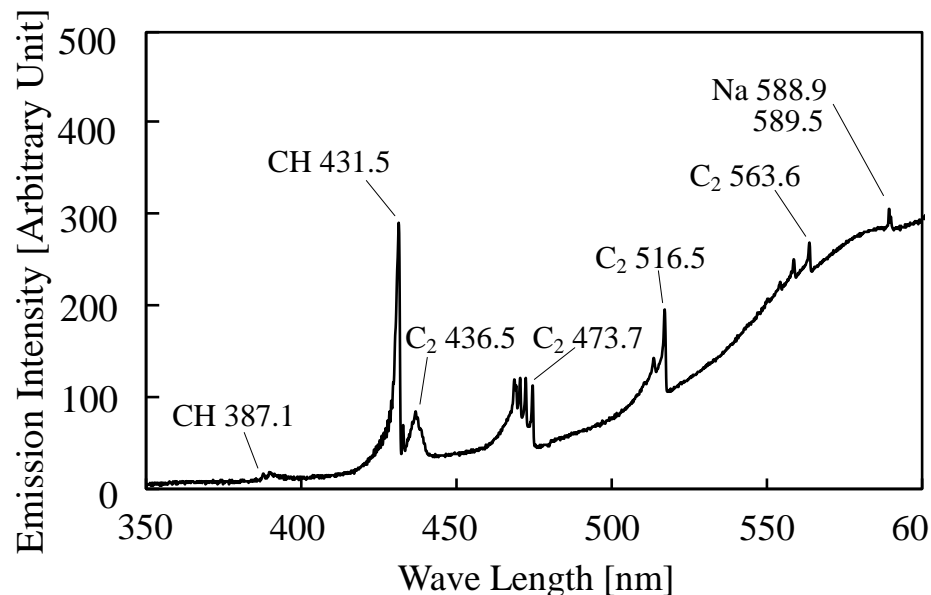
$P_c = 1.0 \text{ MPa}$ ,  $G_o = 18.5 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ,  $\varphi = 1.2$

- The disturbed swirling flames in the leading edge region consisted of an aggregate of small streak flames.
- Small streak flames moved along the swirling flow direction.
- The flames might adhere to the burning grain surface in the leading edge region.



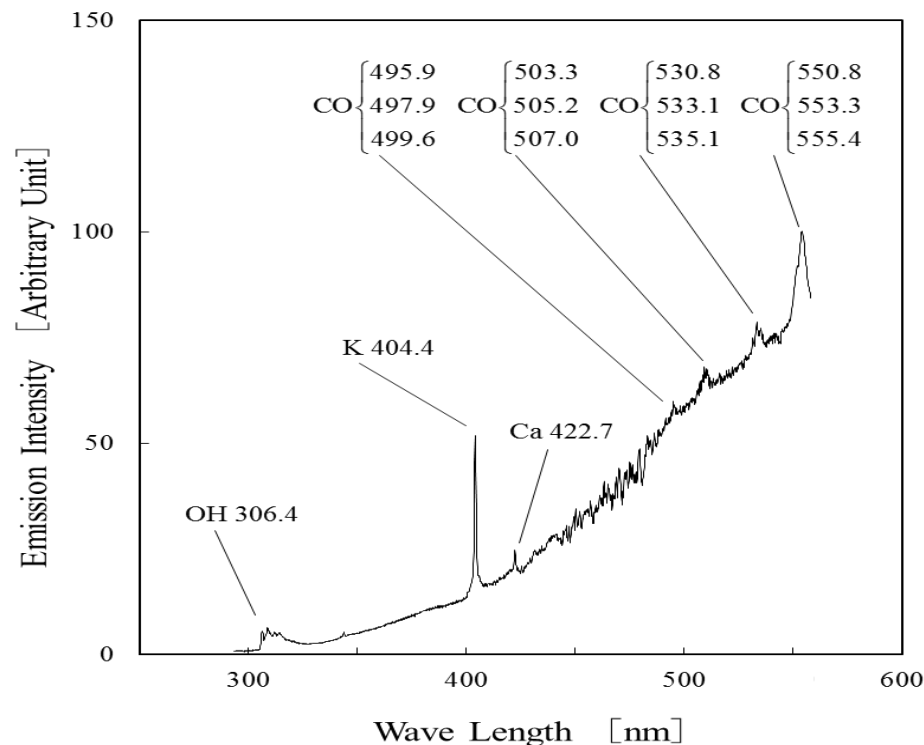
# ハイブリッドロケットエンジン内の火炎スペクトル

PMMA/O<sub>2</sub> counter flow diffusion flame



PMMA flame in the combustion chamber

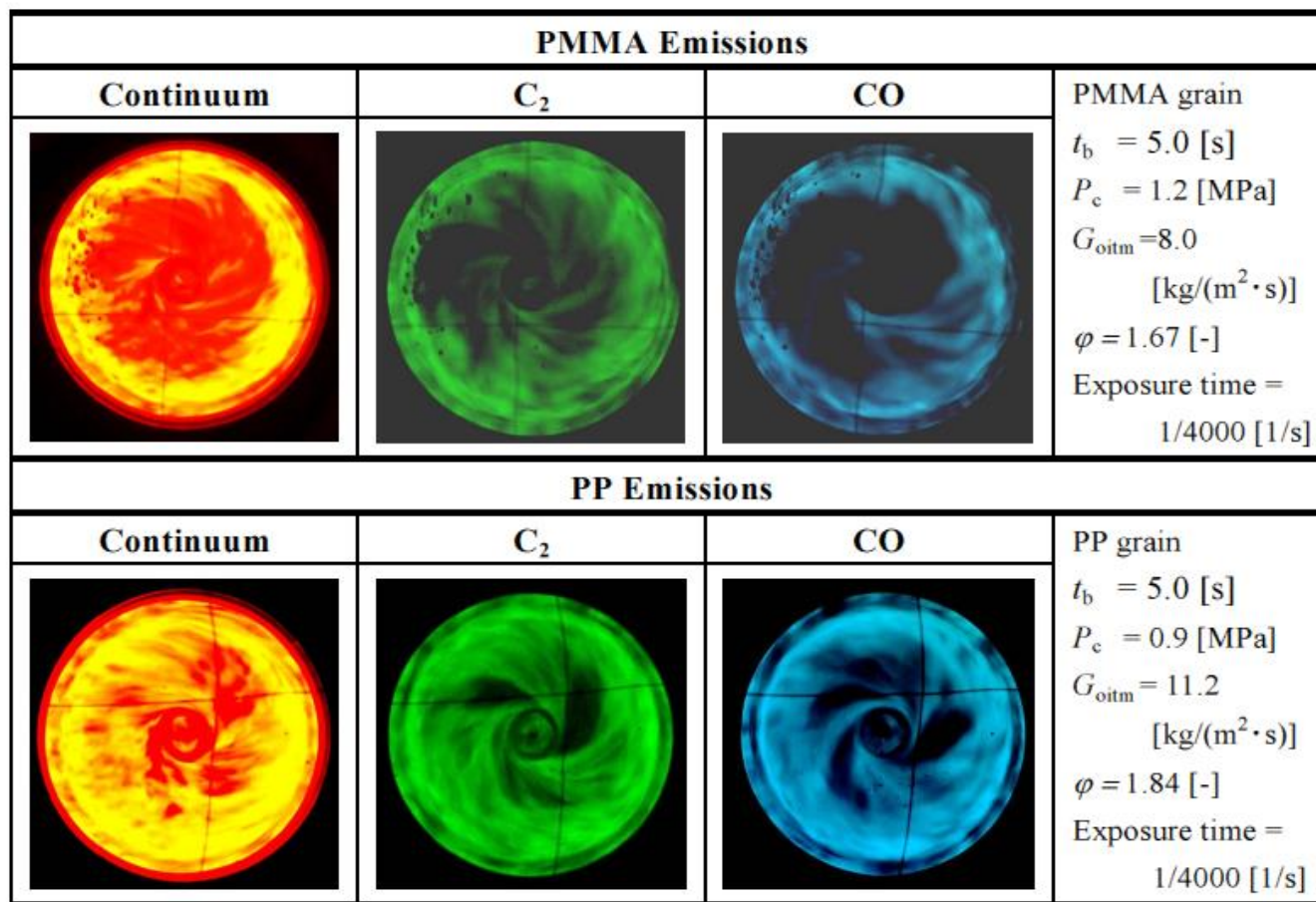
Pc=0.41 [MPa], Go=1.75[kg/(m<sup>2</sup>·s)], φ=0.48



C<sub>2</sub> と CH バンド  
CO 発光

- ⇒ 一般的な炭化水素系/酸素燃焼時の発光スペクトル
- ⇒ 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼領域に拡散火炎帯の存在を示唆

## 酸化剤流旋回型燃焼グレインのフィルター透過火炎の様子



The continuum  
emission  
> 580 nm

C2 emission:  
 $\lambda = 516$  nm  
 $\frac{1}{2} \Delta\lambda = 1.7$  nm

CO emission:  
 $\lambda = 501$  nm  
 $\frac{1}{2} \Delta\lambda = 9.1$  nm

The gas-phase reactions of PMMA with oxygen occurred substantially near the PMMA grain surface

Some gas-phase reactions of PP with oxygen may occur near the central region of the PP combustion chamber.

# 酸化剤流巡回型ハイブリッドロケットエンジン実用化の課題

## 課題

### ➤ LOX気化技術の確立



LOX直噴による燃料後退速度の低下・燃焼振動の発生の抑制

### ➤ 酸化剤流巡回型燃焼特性の解明

### ➤ エンジン特性の時間履歴予測手法の確立

### ➤ 推力 5000 N エンジンの開発 (HRrWG / ISAS と共同)

## 結果と現状

- LOX再生冷却気化ノズルを提案
- LOX再生冷却気化ノズルによる燃焼実験に成功

- 局所燃料後退速度を測定
- 燃焼室内火炎の可視化と位置情報を取得

- 局所燃料後退速度を考慮した詳細二段燃焼モデルを構築
- 旋回流特有の燃焼特性を予測

- 推力5000N 技術実証エンジンを製作・実験・データ取得



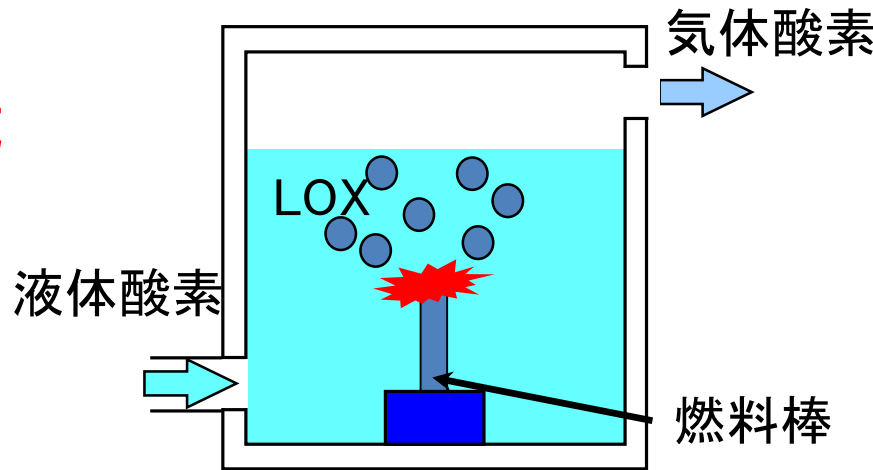
# 液体酸素の気化方式

## ☆ 気化用燃焼方式

LOX中での固体の  
燃焼熱を利用



安定燃焼や発生酸素ガス  
流量制御等に課題有り



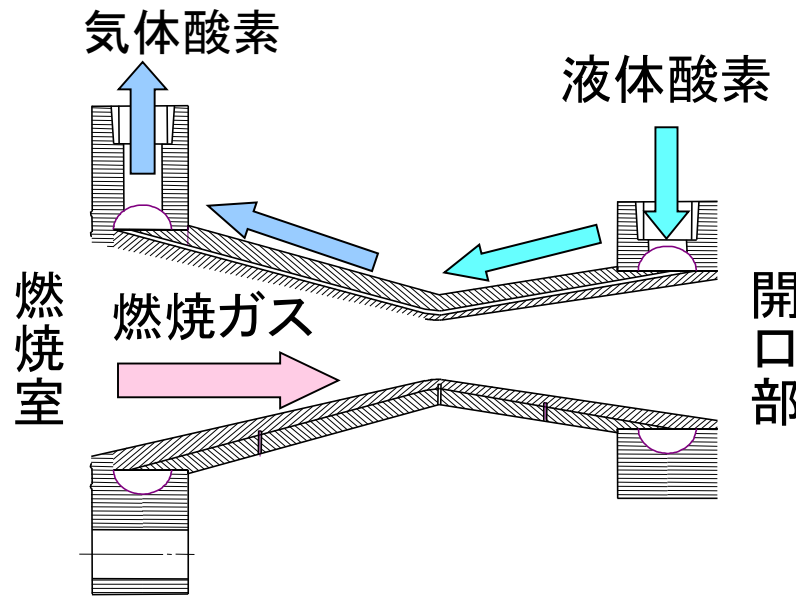
PMMA/LOX火炎

## ☆ 再生冷却方式

LOX気化ノズル



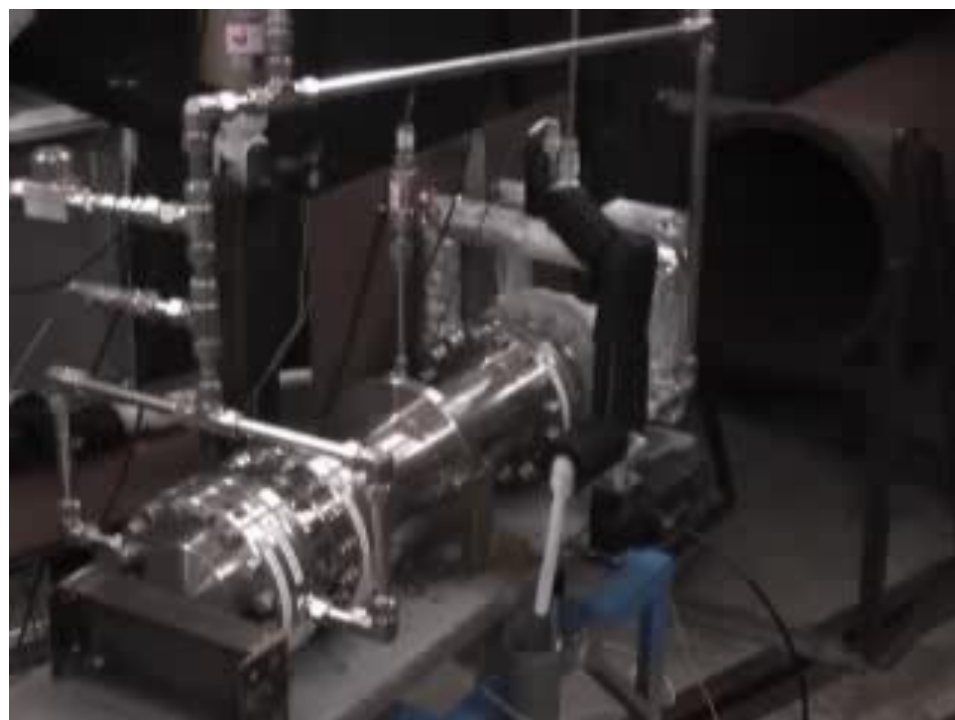
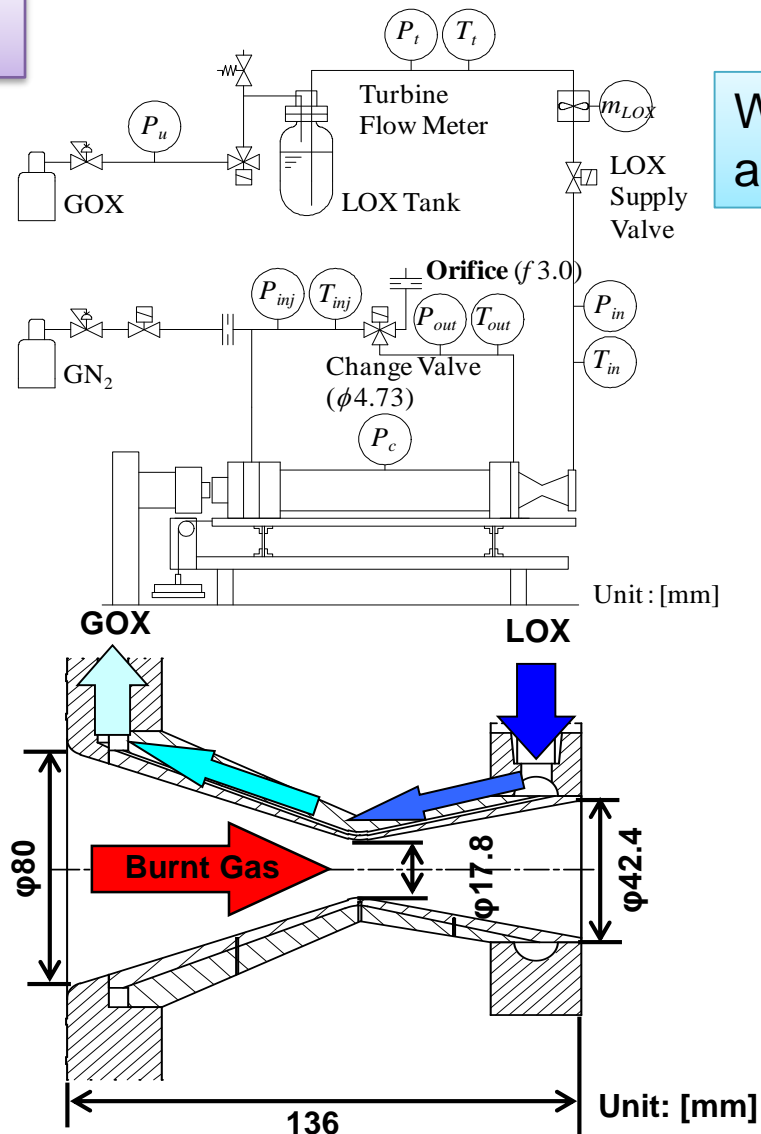
原理は液体ロケット  
で確立済み



# LOX 気化ノズル燃焼実験

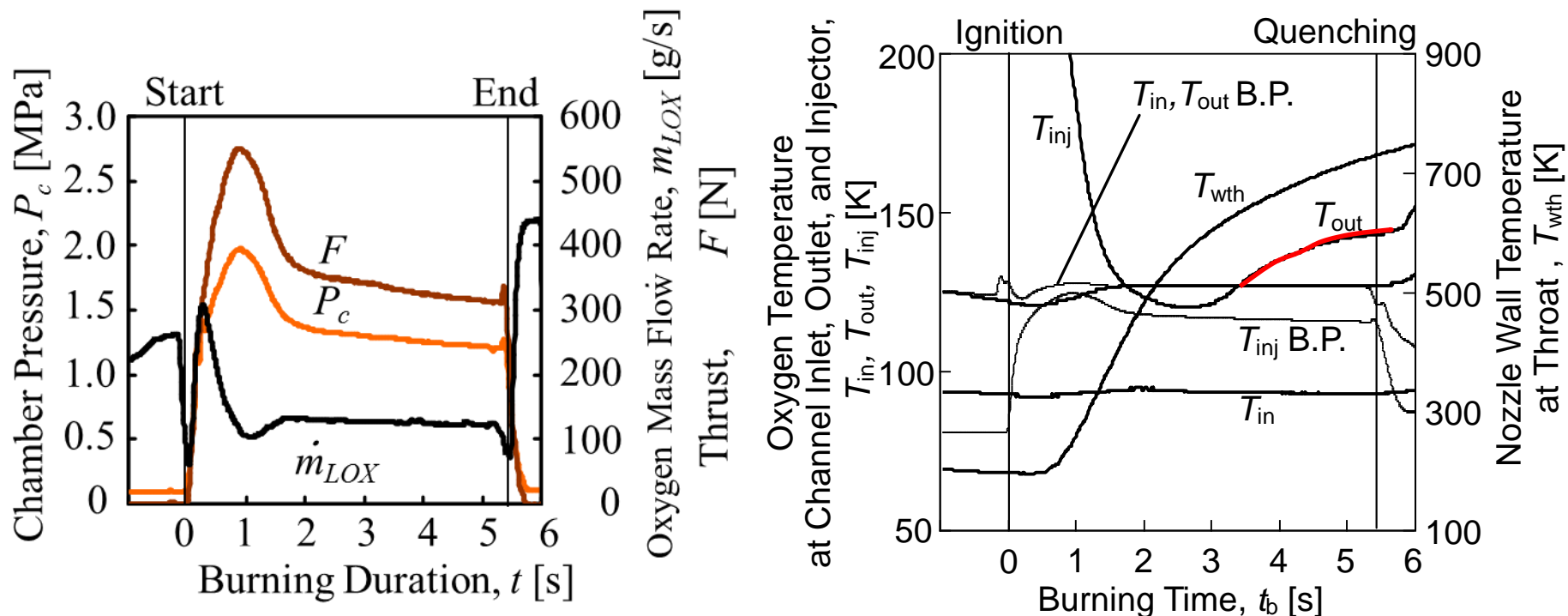
Experimental appearance

We proposed **the LOX vaporization nozzle** and succeeded to vaporize LOX in the nozzle.



Thrust : 362 [N]  
 Burning time : 5.5 [s]  
 Chamber Pressure : 1.37 [MPa]  
 Oxygen Mass Flow Rate : 136 [g/s]

## LOX 気化ノズル燃焼時のエンジンと気化性能履歴



Thrust: 362N Chamber Pressure: 1.37MPa  
LOX Mass Flow Rate: 136.4g/s

➢ 詳細設計手法の確立  
➢ 大流量・長秒時気化燃焼の実証

- Rapid and reliable ignition and stable combustion was observed.
- Self-sustained LOX-vaporization operation was successfully demonstrated.

# 酸化剤流巡回型ハイブリッドロケットエンジン実用化の課題

## 課題

- LOX気化技術の確立
- 酸化剤流巡回型燃焼特性の解明
- エンジン特性の時間履歴予測手法の確立
- 推力 5000 N エンジンの開発 (HRrWG / ISAS と共同)

## 結果と現状

- LOX再生冷却気化ノズルを提案
- LOX再生冷却気化ノズルによる燃焼実験に成功
- 局所燃料後退速度を測定
- 燃焼室内火炎の可視化と位置情報を取得
- 局所燃料後退速度を考慮した詳細二段燃焼モデルを構築
- 旋回流特有の燃焼特性を予測
- 推力5000N 技術実証エンジンを製作・実験・データ取得

## 酸化剤流旋回型燃焼方式の局所燃料後退速度の特徴 (1)

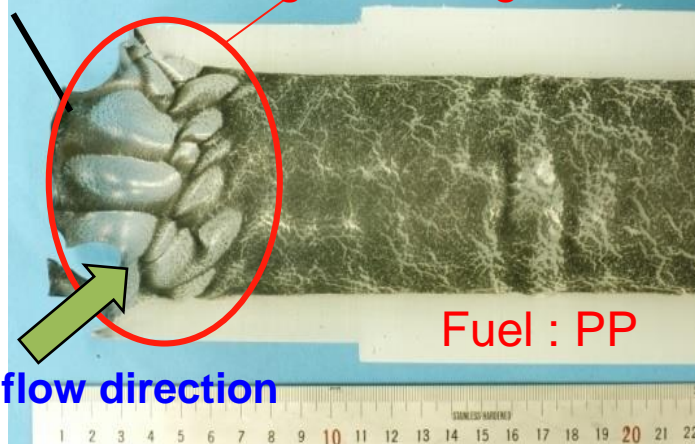
Side view: Swirling flames of PMMA with  $\text{GO}_2$ Injector **Strong swirling motion** L= 500 mm NozzleClear streaks **Swirling flow directions** Dim streaks

前方と後方とで特性が変わる

- The oblique directions of the streak flames coincide with the swirl directions of the  $\text{O}_2$  flow.

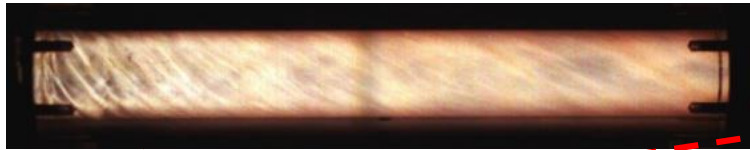
- In the leading edge region, the streaks were seen clearly, and thus the flames might adhere to the burning grain surface.
- In the rear region, the streaks became dim, and thus the flames might become detached from the surface.

Appearance of grain after burning

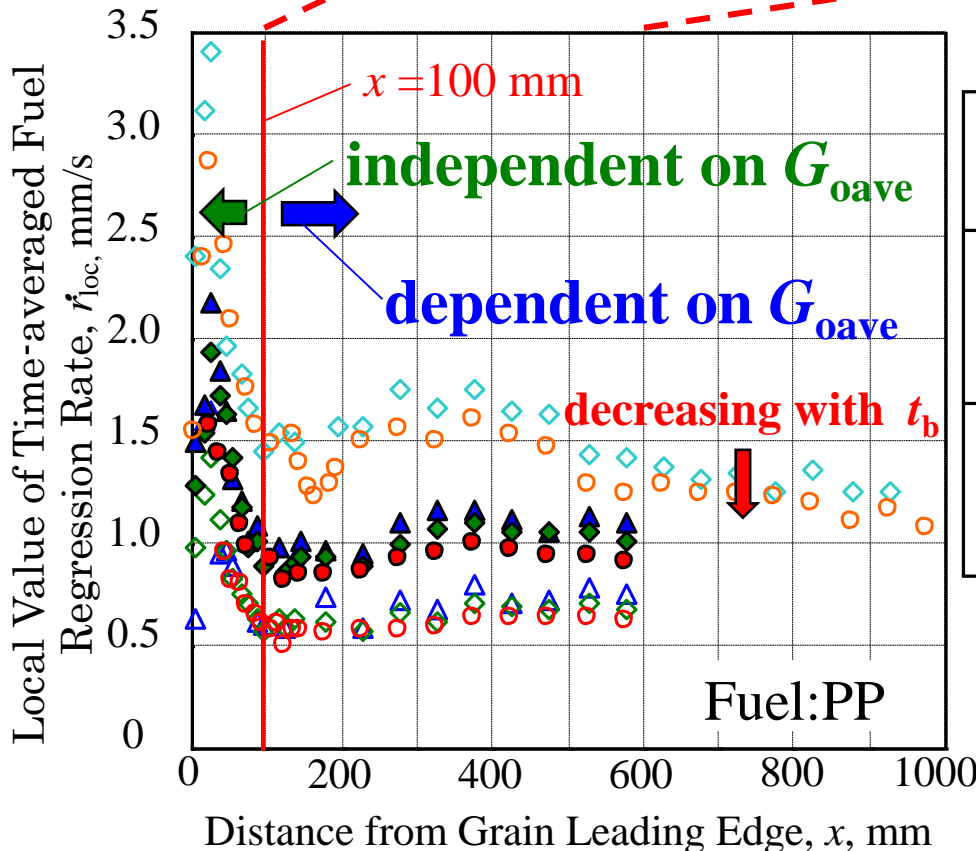
Grain head **Larger fuel regression rate** **$\text{O}_2$  flow direction**

- The leading edge region was covered with larger deep depressions (smooth and clean surface) consumed by the  $\text{O}_2$  injection flows.
- In the downstream, carbon decomposed from the grain adhered to the surface.
- The fuel regression rate in the leading edge region is controlled by the swirling  $\text{O}_2$  wall jet along the grain independent of the oxygen mass flux based on the burning port area.

# 酸化剤流旋回型燃焼方式の局所燃料後退速度の特徴 (2)



Fuel: PMMA, L=600 mm  
の側面を可視化



$P_c = 3.77 \sim 4.02$ [MPa]	
$\diamond$	$t_b = 4.7$ [s], $G_{oave} = 168.4$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
$\circ$	$= 6.8$ [s], $= 147.6$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
-----	
$P_c = 2.08 \sim 2.15$ [MPa]	
$\blacktriangle$	$t_b = 7.9$ [s], $G_{oave} = 104.3$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
$\blacklozenge$	$= 12.0$ [s], $= 89.7$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
$\bullet$	$= 15.9$ [s], $= 78.5$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
-----	
$P_c = 1.17 \sim 1.19$ [MPa]	
$\triangle$	$t_b = 6.8$ [s], $G_{oave} = 69.5$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
$\diamond$	$= 14.8$ [s], $= 55.0$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]
$\circ$	$= 25.0$ [s], $= 43.6$ [kg/(m <sup>2</sup> ·s)]

Fuel: PP, L=600, 1000 mm  
の局所燃料後退速度分布

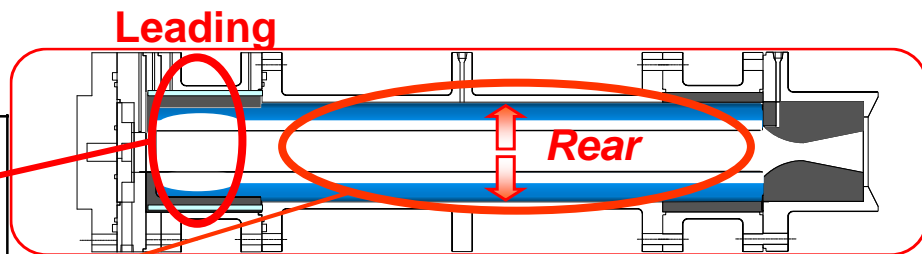
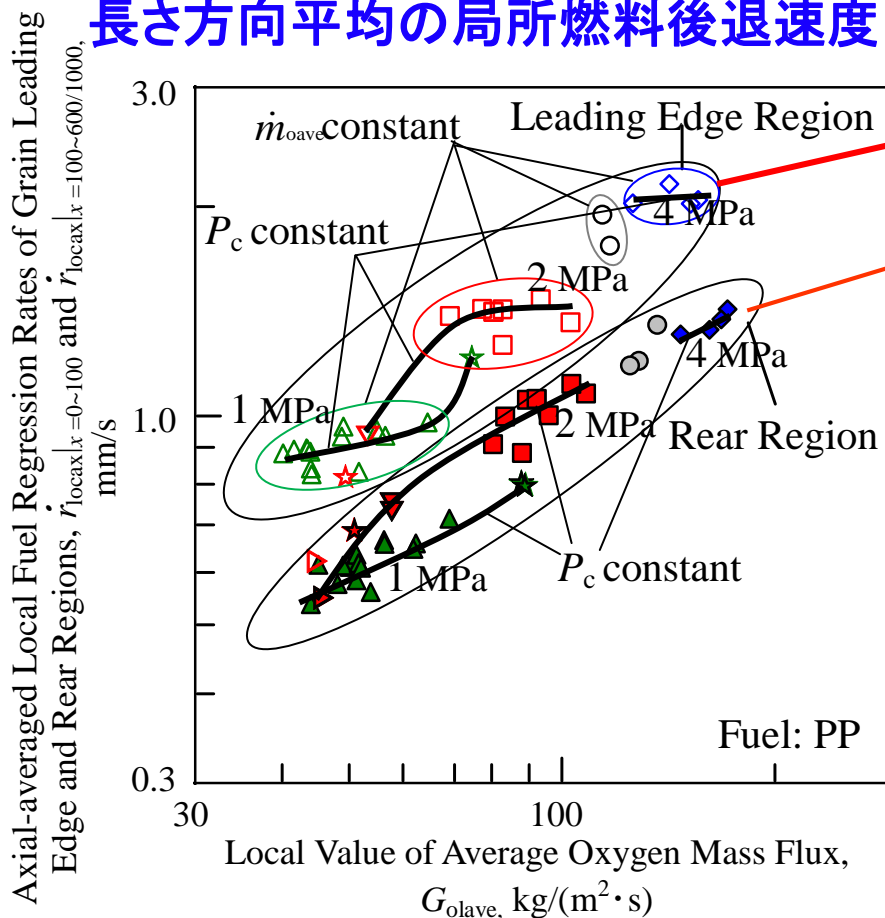
## 局所燃料後退速度の特徴

- 前縁部 ⇨ 速い、旋回の影響大、グレイン内径に依存しない
- 後方部 ⇨ 遅い、旋回の影響小、グレイン内径に依存する



# 酸化剤流旋回型燃焼方式の局所燃料後退速度の特徴 (3)

## 長さ方向平均の局所燃料後退速度



○, ●	$\dot{m}_o = 379.5 \sim 399.7$ [g/s]
◇, ◆	$\dot{m}_o = 294.1$ [g/s]
□, ☆, ■, ★	$\dot{m}_o = 159.5 \sim 199.4$ [g/s]
▽, △, ▼, ▲	$\dot{m}_o = 100.0 \sim 111.7$ [g/s]
▷, ▶	$\dot{m}_o = 59.3$ [g/s]
☆, ★	$\dot{m}_o = 66.9$ [g/s]

←  $Sg = 32.3$

## 後方部の局所燃料後退速度

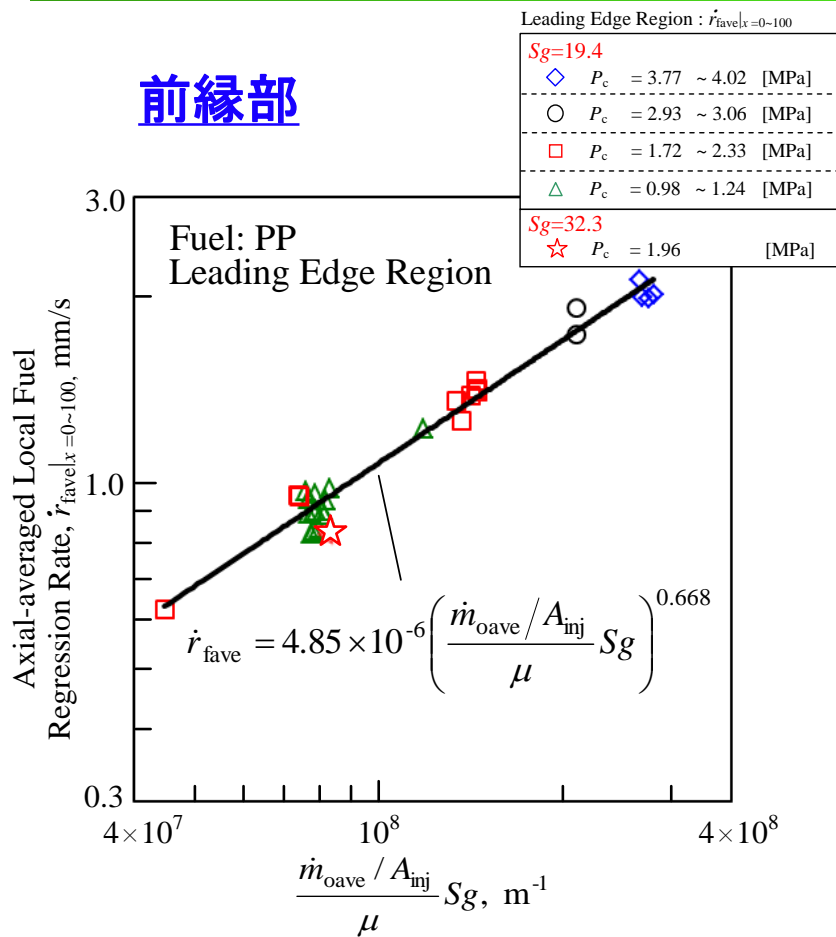
- 酸化剤質量流束に強く依存
- 圧力の影響は低い
- データのばらつきは少ない

## 前縁部の局所燃料後退速度

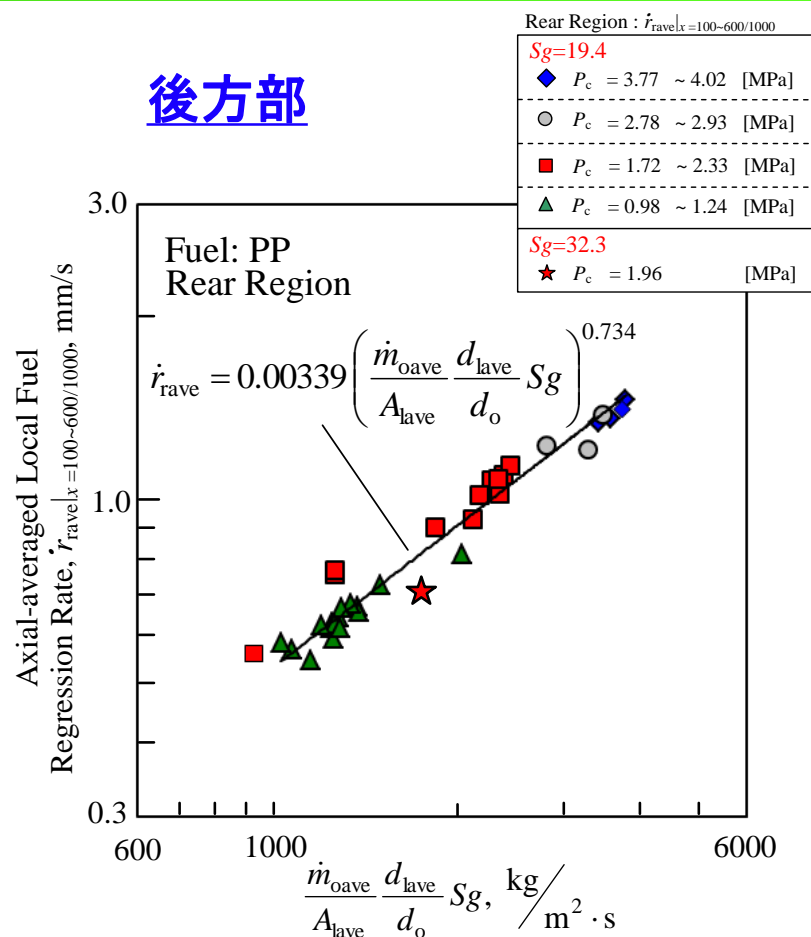
- 酸素流量が一定の場合、酸化剤質量流束に殆ど依存しない
- 圧力や酸化剤質量流束が一定でも、酸素流量に強く依存する
- 燃焼過程はグレイン孔径による酸化剤質量流束には依存しない

# 前縁部及び後方部の平均燃料後退速度と支配パラメータとの関係

## 前縁部



## 後方部



スワラーからの酸素の壁面噴流の噴出速度が支配的



酸化剤質量流束や時間には依存しない

旋回流速を加味したグレイン内の酸化剤質量流束が支配的



# 推力5kN技術実証エンジンの要求仕様と設計方針

## ■ 要求仕様

- 平均推力 5 kN 以上、最大瞬間推力 7.5 kN 以下  
燃焼時間 10 s 以上
- 平均燃料後退速度 3 mm/s 以上  
平均C\*効率 95 % 以上@酸化剤GOX
- エンジン全長 1500 mm 以下、重量1.5t 以下
- 緊急時の瞬時圧力解放機構の設置  
燃焼室圧力計測点 2ヶ所以上
- エンジン構造強度の安全率 4 @最大使用圧力

## ■ 設計方針

- 酸素供給方法は酸化剤流旋回方式とする
- エンジンの基本的な構造は科技大・首都大と同一とする
- 従来の燃焼実験データに基づく燃焼特性を最大限活用する

## 前縁部と後方部の平均燃料後退速度を考慮した詳細2段階モデル

## 前縁部

$\dot{r}_{f,i}$  : 時間的に一定値  
分布有り

$$d_i = 2\dot{r}_f \Delta t + d_{i-1}$$

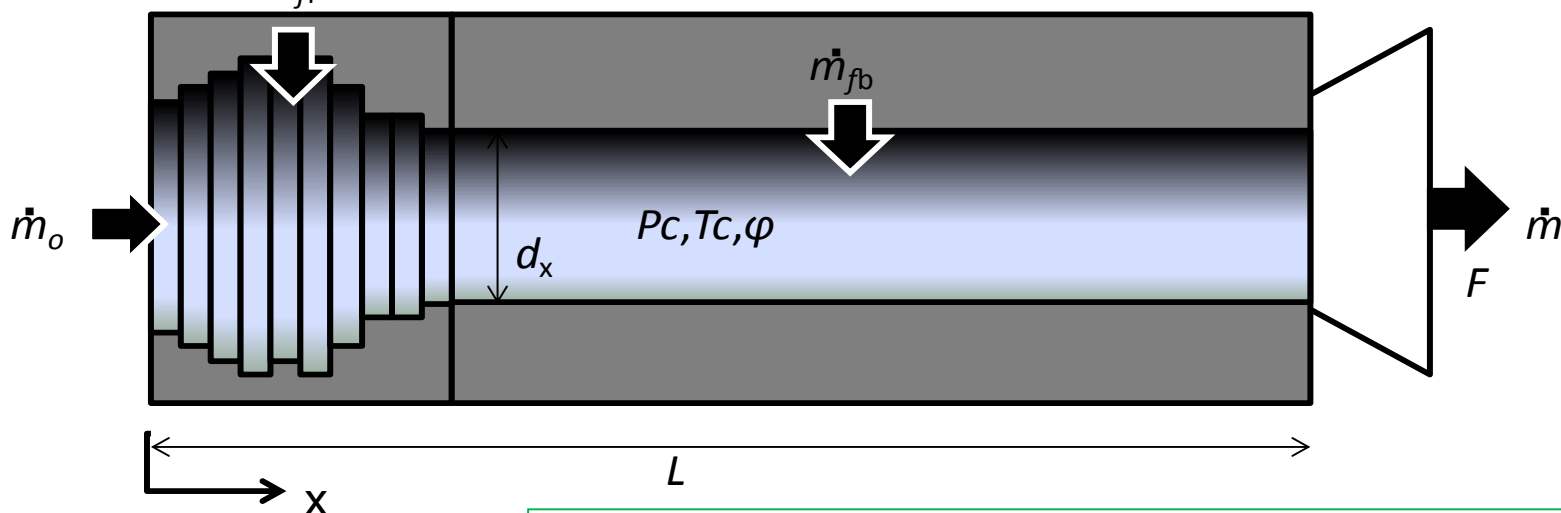
 $L_f$ 
 $\dot{m}_{ff}$ 

## 後方部

$\dot{r}_b = a' G_o'^{n''}$   
: 分布無し

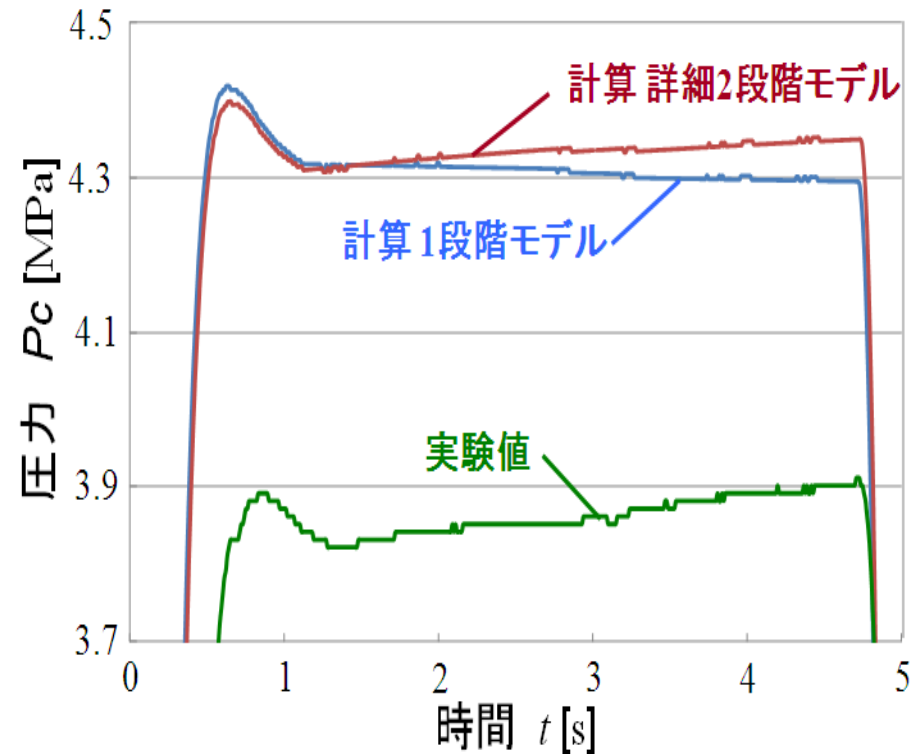
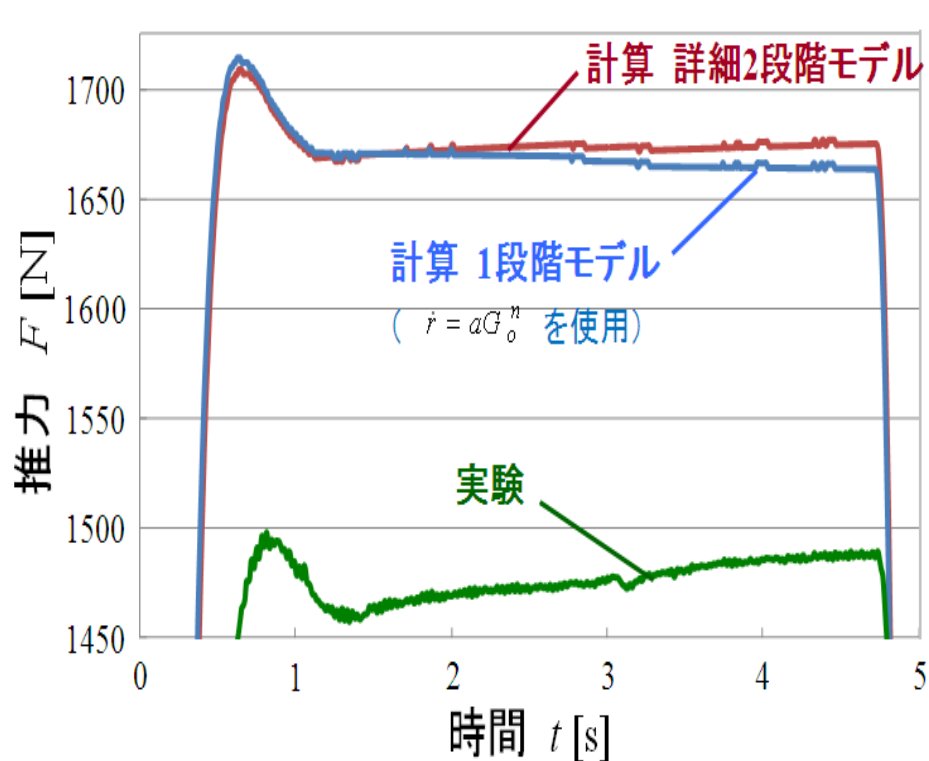
$$G_o',i = \frac{4\dot{m}_{o,i}}{\pi d_i} \frac{Sg}{d_0}$$

$$d_i = 2\dot{r}_{b,i-1} \Delta t + d_{i-1} = 2a' \left( \frac{4\dot{m}_{o,i-1}}{\pi d_{i-1}} \frac{Sg}{d_0} \right)^{n''} \Delta t + d_{i-1}$$



白石・湯浅、局所燃料後退速度に基づく酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン性能パラメータの時刻変化予測手法について、日本航空宇宙学会論文集 Vol 61, No 3, pp 71-78, 2013

# 予測計算結果と既存実験値との比較



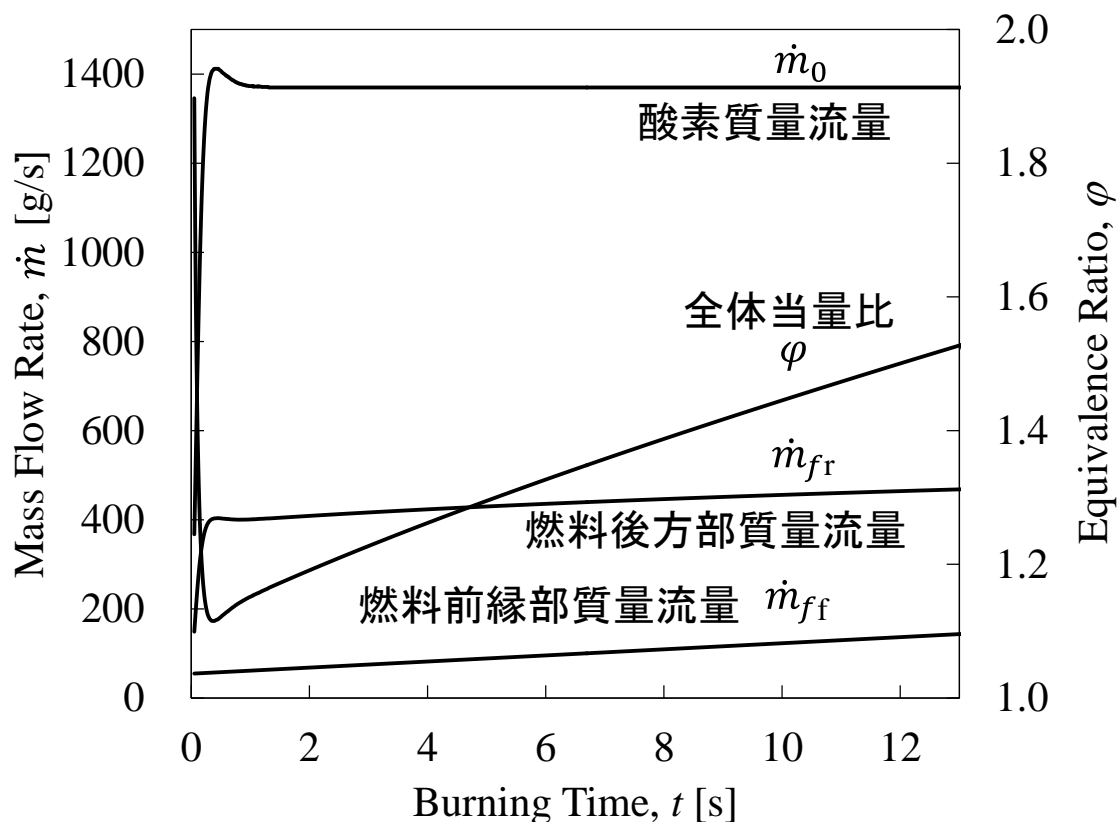
PP,  $S_g=19.4$ ,  $L=1000$  mm,  $\dot{m}_{\text{oave}}=388$  g/s,  $G_{\text{oave}}=177$  kg/s $\cdot$ m $^2$

## ■ 詳細2段階モデル:

実験値と同様に圧力・推力ともに、旋回流型の特徴に従って、時間とともに増加する

※絶対値の違いは  
実験の燃焼効率が  
低いため

## 5kN技術実証エンジン性能の時間的変化予測(1)



## 計算条件

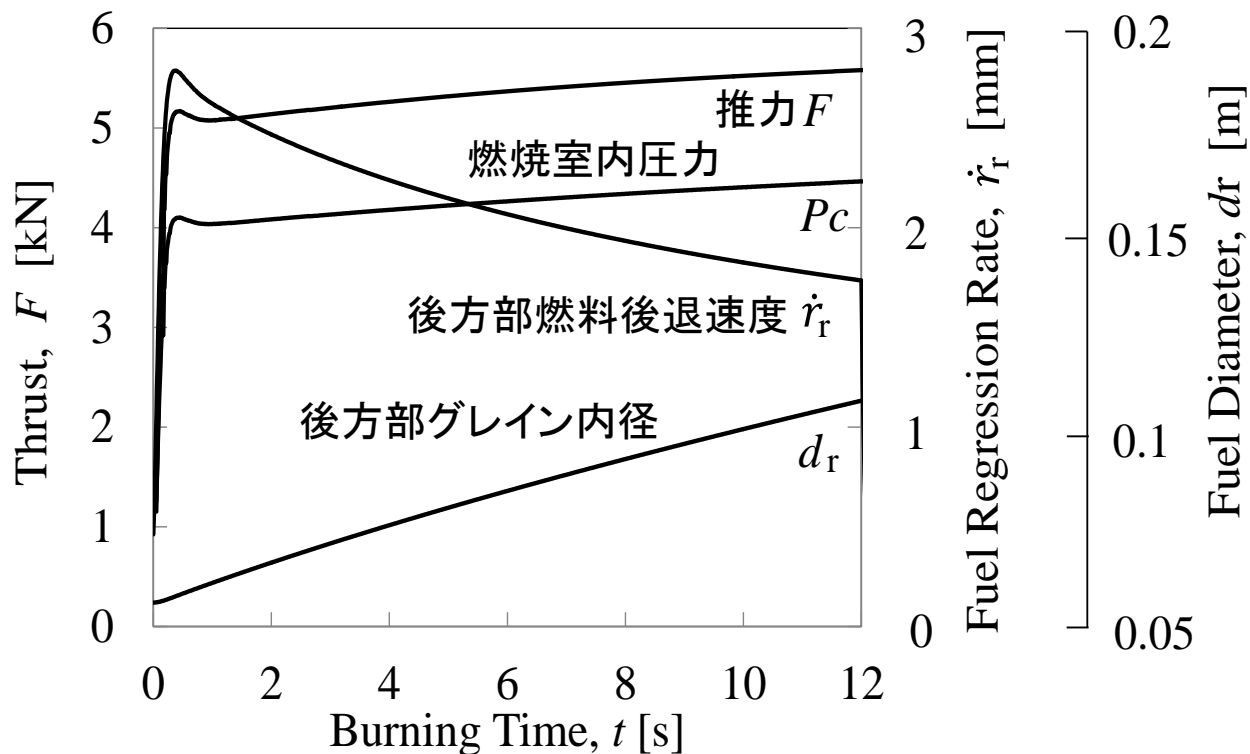
- ・酸素質量流量 : 1.37 kg/s
- ・ $Sg$  : 19.4
- ・燃料 : PP
- ・グレイン:
  - 内径 56 mm 外径 200 mm
  - 全長 0.97 m
  - (前縁部 0.10 m 後方部 0.87 m)
- ・ノズル:
  - スロート径 32 mm
  - 出口径 82 mm
- ・ $C^*$  効率 : 1.0
- ・ $C_f$  効率 : 1.0

燃焼時間に対して  
単調増加



- ・前縁部 (最大予想燃料後退速度: 約4.7 mm/s) でもグレイン外壁まで未到達
- ・前縁部の燃え尽きは起こらない

## 5kN技術実証エンジン性能の時間的変化予測(2)

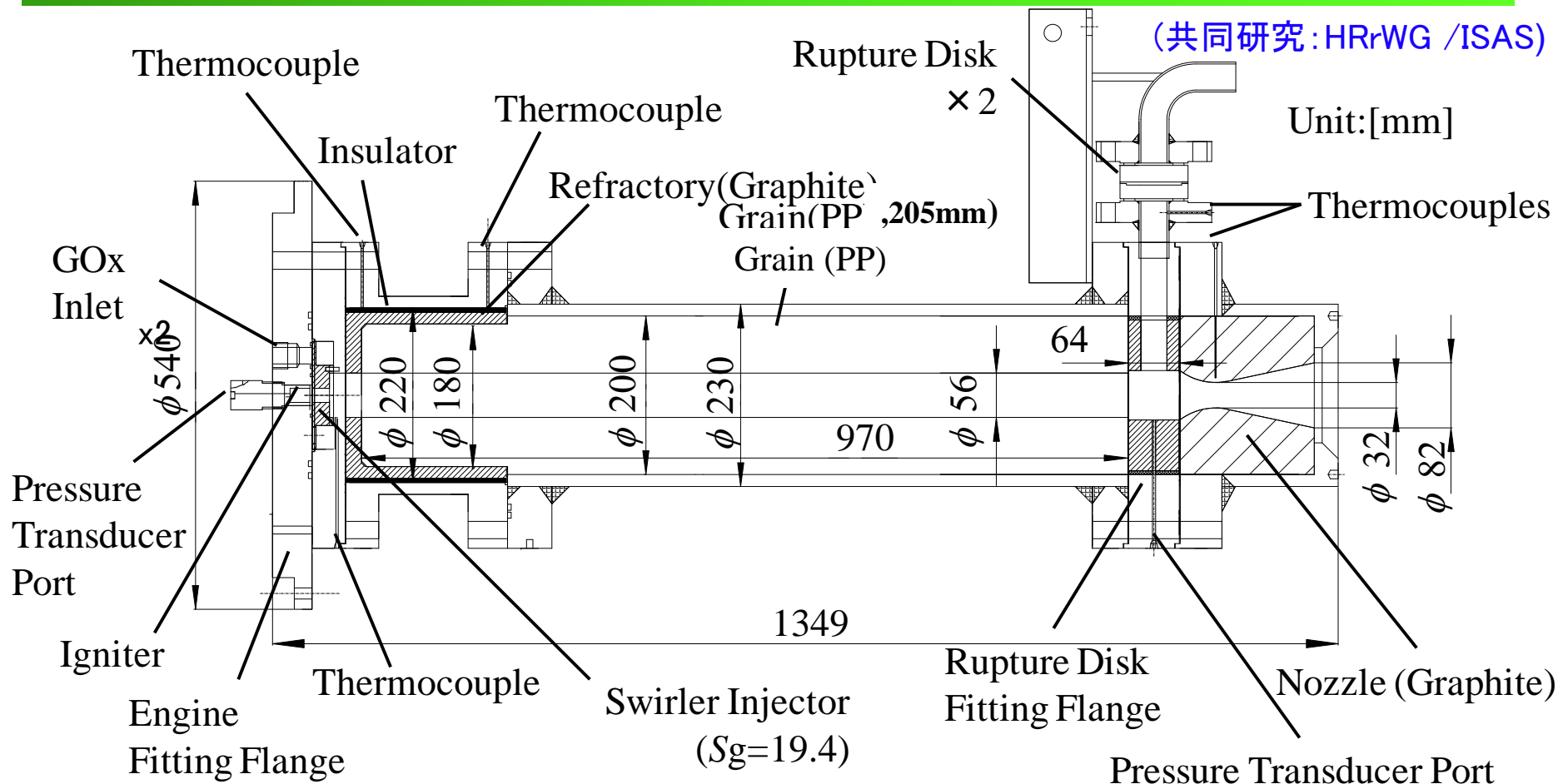
Combustion Chamber Pressure,  $P_c$  [MPa]

- ・推力・圧力  $\Rightarrow$  燃焼時間と共に増加
- ・後方部燃料後退速度  $\Rightarrow$  単調に減少 (2.7 mm/s  $\rightarrow$  1.7mm/s)
- ・前縁部燃え尽き開始 13秒後@22mm位置  $\Rightarrow$  20秒間で前縁部 130mmの焼失

エンジン性能  
(12秒間及び  
長さ方向  
平均値)

- ・推力 : 5349 N
- ・GOX流量 : 1370 g/s
- ・燃料後退速度 : 2.28 mm/s
- ・当量比 : 1.32
- ・燃焼室圧 : 4.26 MPa
- ・酸化剤質量流束 : 250 kg/(m<sup>2</sup>·s)
- ・燃焼室内温度 : 3600 K

## 5kN技術実証酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン



- ・(グレイン孔断面積/スロート面積) = 3.06
- ・イグナイター : モデルロケットB6-0
- ・ラプチャーディスク作動圧 : 6.1 MPa

- ・酸素供給:  
酸素配管二本 ⇒ スワラーインjekター矩形スリット (幅3 mm・高さ5 mm・8箇所) から接線方向噴出



## 5kN実証エンジンの推力架台への設置状況

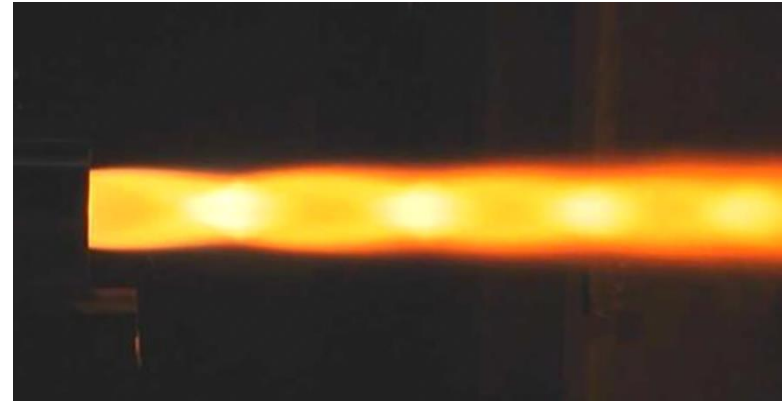


# 5kN酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼の様子

## 全景



## ノズル排気

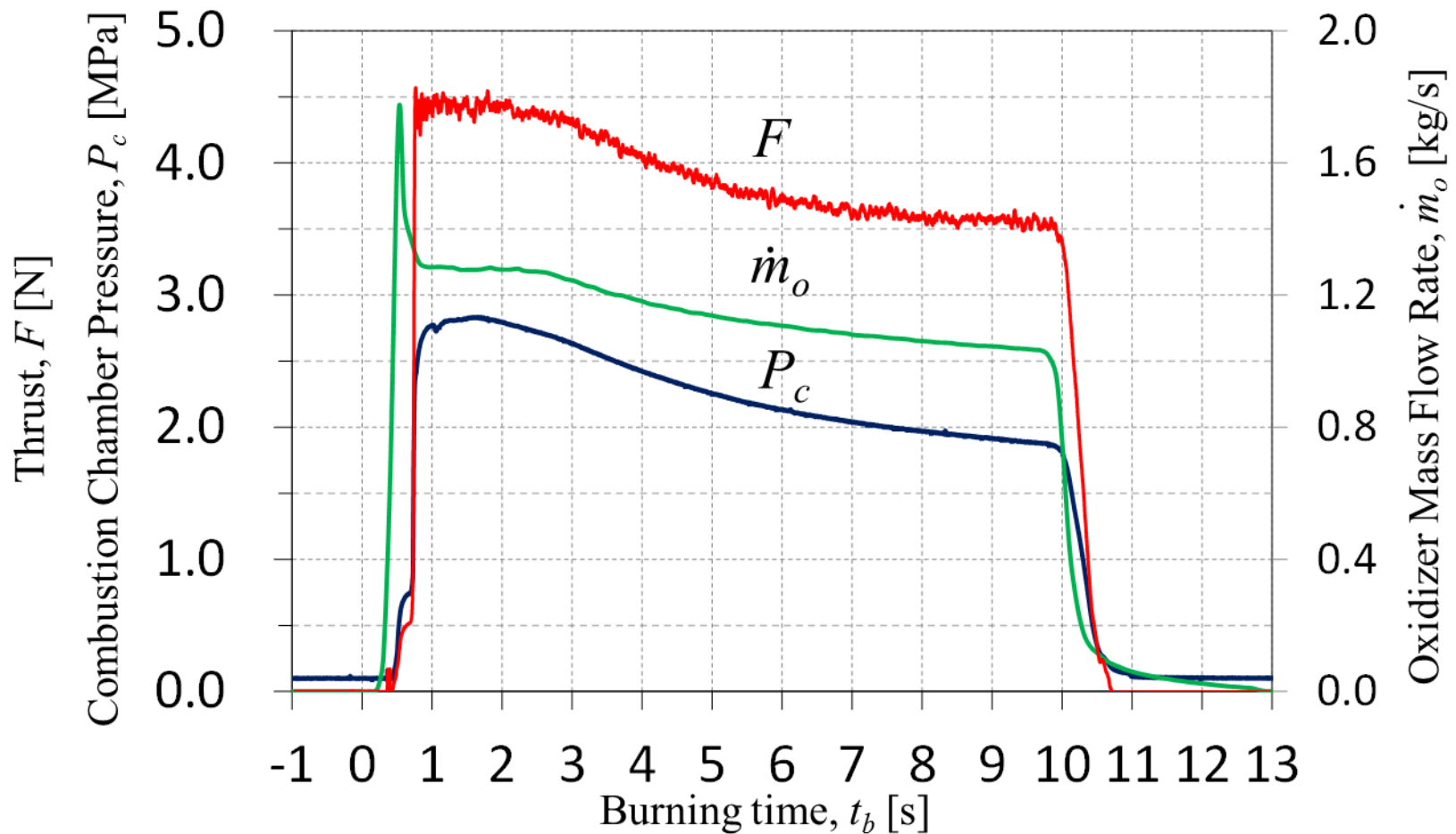


(#6-1, 5 kN, 10s)

- ISAS/JAXA あきる野施設で5kNクラスのハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験が可能であることを確認した



## #6-1 エンジン性能履歴



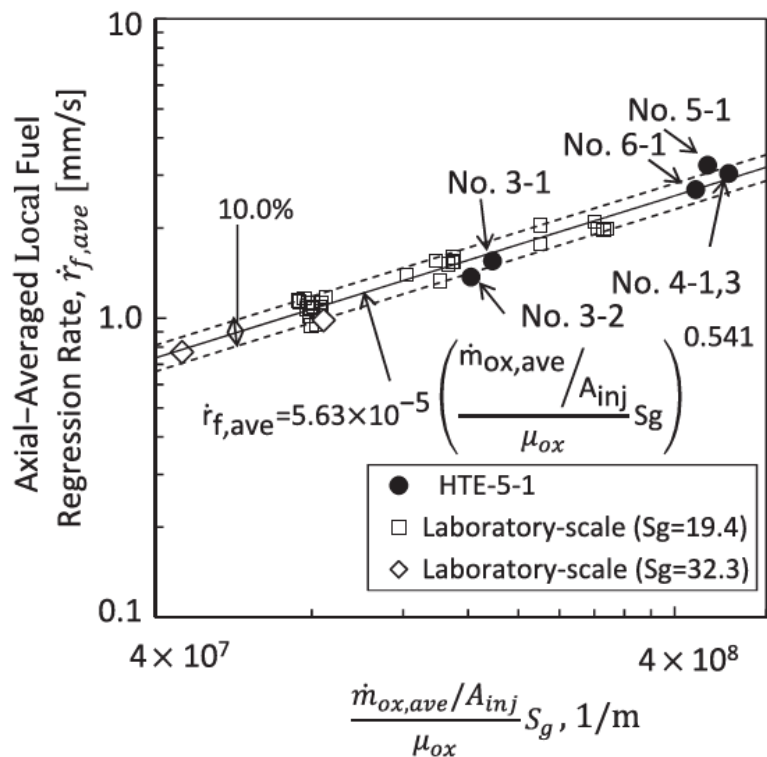
- 推力4.5kNで燃焼時間10秒までの燃焼に成功
- 推力及び燃焼室圧力の低下はノズルスロートのエロージョン(0.25mm/s)によるスロート面積増大と酸素供給流量低下が原因

# 5kN技術実証酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼実験データのまとめ

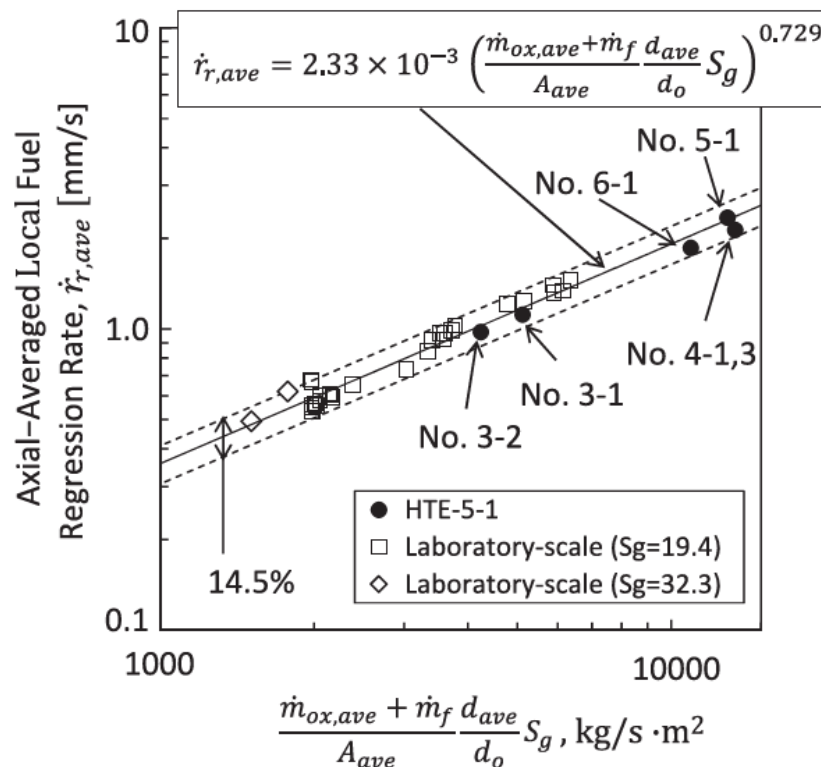
Run No.	Measured Values (Average)			Estimated Values					
	$F$ [kN]	$P_{c_r}$ [MPa]	[kg/s]	$t_b$ [s]	$\phi$	$G_{oave}$ [kg/m <sup>2</sup> ·s]	[mm/s]	$\eta_{C^*}$	$\eta_{isp}$
#2-3	360	0.51	153.5	1.6	2.5	60.0	0.70	0.97	0.77
#2-4	1658	1.62	501.0	4.6	1.5	166.0	1.29	1.00	0.92
#3-1	1400	1.43	459.5	8.8	1.5	134.9	1.12	1.00	0.86
#3-2	1300	1.26	416.9	19.6	1.7	93.4	0.99	1.02	0.88
#4-1	4.152	2.761	1.228	1.5	1.16	438.8	2.52	0.98	0.96
#4-3	4.438	2.581	1.357	4.5	1.12	322.7	2.18	0.98	0.96
#5-1	4.323	2.685	1.208	4.4	1.26	347.0	2.41	1.01	0.99
#6-1	3.910	2.128	1.140	9.3	1.20	264.4	1.94	1.01	0.99

- 設計値に近い平均燃料後退速度2.41 mm/sでC\*効率95%以上の燃焼性能を達成
- 大推力エンジンの設計に供せる燃料後退速度やC\*効率等の広範囲な実験データを取得

# 5kN酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度の評価



a) Flow-development region (0 ~ L<sub>f</sub>)



b) Fully developed flow region (L<sub>f</sub> ~ L)

- 大型化に伴う前縁部位置の変化を考慮した前/後方平均燃料後退速度の実験式を改良
- 燃料後退速度の予測精度が向上した

Sakurai, et.al, Performance and Regression Rate Characteristics of 5-kN Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine, J. PROPULSION and POWER, Vol. 33, No. 4, July-August 2017

# 高性能・高機能なハイブリッドロケットエンジン技術の確立

## ➤ 酸化剤流旋回型・LOX使用エンジン ➡ LOX気化技術の確立

### ・ LOX気化技術例

- ★再生冷却ノズル
- ★LOX中での固体燃焼熱利用
- ★気化用予燃焼室

## ➤ 衛星打上げ／高機能観測ロケット ➡ 長秒時燃焼技術 真空中再着火技術の確立

### ・ 長秒時燃焼技術の課題

- ★エンジン性能の長秒時予測
- ★未燃燃料の低減
- ★燃焼室壁面保護
- ★ノズルエロージョン対策
- ★当量比推移(O/Fシフト)への対応

### ・ 真空中再着火技術の課題

- ★酸化剤雰囲気の形成
- ★着火源の確保
- ★低圧雰囲気下での固体壁面の着火

## ハイブリッドロケット開発の今後への一提言：改めて長所短所は？

比較項目	絶対的 長所/短所	一般的あるいは条件付き長所/短所			備考
		対液体ロケット	対固体ロケット	条件付き評価	
理論比推力			○		
燃料後退速度			×		低融点燃料/(気化)旋回流/衝突噴流等で改善可
燃焼効率(C*効率)	×				(気化)旋回流等や後方燃焼室で改善可
長秒時燃焼			○		
当量比(O/F)推移	×				A-SOFTの可能性/用途の変更
燃料残渣	×				高当量比燃焼の用途を検討
燃焼振動/燃焼の安定性		△	△		酸化剤気化によって改善可
推力制御		×	○		
宇宙空間での再着火			○		
地上/宇宙空間での長期間保管		△	○		
大型化		×	×		ブースターには不向き
小型化		○	△		
システムの簡易さ		○	×		
推重比		△	×		
構造重量		△	△		ロケットのサイズに依存
コスト		○	△		設計・製作手法の変更/民生品の利用
爆発に対する安全性				○	推進剤が爆発性でないこと
環境負荷			○		LOX/HCと同等
ロケットの工学教育・ベンチャー起業	○				

○:優れている △:条件次第 ×:劣っている 無記入:同等/他項目が優先評価

液体ロケットより優れているのは ⇒ 小型化・システムの簡易さ・コスト

固体ロケットより優れているのは ⇒ 理論比推力・長秒時燃焼・再着火・長期保管・環境負荷

条件付きあるいは絶対的に優れているのは ⇒ 安全性・教育効果

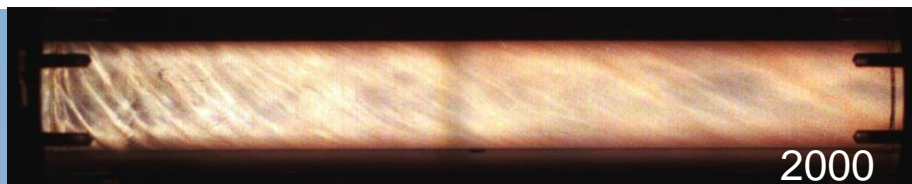
## ハイブリッドロケット開発の今後への一提言： 液体ロケットや固体ロケットとの競合に勝つためには？

➤ 最も重要なのは、システムを簡素化すること！

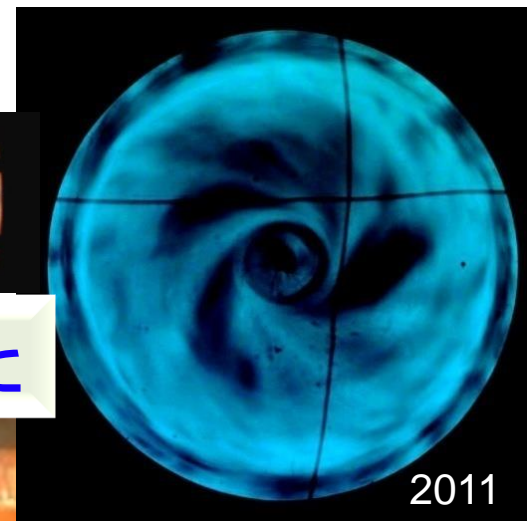
➤ コスト低下・推重比増加

➤ そのうえで、ハイブリッドロケットの利点を活かし、  
長秒時燃焼でき、かつ複数回の真空再着火可能で  
長期保管に耐えうる、小型の、あるいは上段で使用  
するロケットを目指す

- ★ 低高度用の安価で安全な小型観測/教育用ロケット
- ★ 長秒時燃焼し再着火可能な上段使用のロケット



2000



2011

ご清聴ありがとうございました



2001



2014



### 3. まとめ及び提言

高性能・高機能なハイブリッドロケットの開発には、LOX を酸化剤とするエンジンに限れば、しばしば発生する燃焼振動を避け、高い燃料後退速度の達成と柔軟な制御性を確保するためにも LOX 気化技術の確立が不可欠である。加えてハイブリッドロケットエンジンの特性を生かすために、長秒時燃焼技術と真空中での再着火技術の確立が要求される。

このような技術が確立されれば、ハイブリッドロケットは、液体ロケットよりも優れた小型化・システムの簡易さ・低コストの特性を、さらに固体ロケットよりも優れた高比推力・長秒時燃焼・再着火・長期保管・低環境負荷の特性を発揮できることになる。しかし比較検討すればわかるが、上記技術の確立が不十分な場合にはハイブリッドロケットが絶対的に液体や固体ロケットよりも優れているとみなせるのは、残念ながら安全性とロケット技術の教育効果のみかもしれない。

筆者は、このような特性を有するハイブリッドロケットが、宇宙開発において液体ロケットや固体ロケットに対する競争力を高めてその利点を活かした用途を確立するために、今後の研究開発において重要で強く留意すべきことは、以下のとおりと考えている。すなわち、

エンジンシステムを簡素化すること。それによって、コストの低下・推重比の増加が図れる。そのうえで、長秒時燃焼でき、かつ複数回の真空再着火可能で長期保管に耐えうる、小型の、あるいは上段用に使用するロケットを目指す。具体的には、

☆ 低高度用の安価で安全な小型観測/教育用ロケット

☆ 長秒時燃焼し再着火可能な上段使用のロケット  
を目指すべきと考えている。

最後に、長年にわたって筆者がハイブリッドロケットの研究開発を実施できたのは、東京都立科学技術大学と首都大学東京において湯浅研究室に在籍していた多くの卒業生諸君の、日々の弛まぬ研鑽と努力によるところが極めて大きい。この場を借りて感謝いたします。

### 参考文献

#### ○ 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの提案と燃焼特性の把握について

- (1) Yuasa, S., et al.: A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines, AIAA Paper 99-2322, 1999.
- (2) Tamura, T., et al.: Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets, AIAA Paper 99-2323, 1999.
- (3) 北川・湯浅: 液体酸素旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性、日本航空宇宙学会論文集 第 54 巻第 629 号(2006)、pp. 242-249.
- (4) Yuasa, S., et al.: Fuel Regression Rate Behavior in Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engines, 8th Inter. Sympo. on Special Topics in Chemical Propulsion, Log#143, 2009.
- (5) Sezaki, T., et al.: Measurement of Axial Direction Fuel Regression Rate of Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine, AIAA Paper 2010-6547, 2010.
- (6) Yuasa, S., et al.: Issues for Combustion Characteristics of Hybrid Rocket Engines, ISTS Paper No. 2011-o-1-08v, 2011.
- (7) 湯浅、他: 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの C\*効率の評価方法について、日本航空宇宙学会論文集 第 59 巻第 687 号 (2011)、pp. 97-101.

#### ○ 小型ハイブリッドロケットの打ち上げ実証について

- (8) Yuasa, S., et al.: Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine, AIAA Paper 2001-3537, 2001.

(9) Yuasa, S., Kitagawa, K.: Current Status of Rocket Developments in Universities - Development of a Small Hybrid Rocket with a Swirling Oxidizer Flow Type Engine, Journals of Science and Technology of Space, Vol.21, No.1, 1-11, 2006.

(10) 湯浅、他：酸化剤旋回型小型ハイブリッドロケットの開発と打ち上げ、日本航空宇宙学会誌 第53巻第616号(2005)、pp.147-153.

○ LOX 気化方式の提案と実証実験について

(11) Ro, T., et al.: The Design of Regenerative Cooling Nozzle with Liquid Oxygen for Hybrid Rocket Engine, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2004.

(12) 北川、他：推力1500N級酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン用LOX気化ノズルの評価燃焼実験、宇宙技術 Vol.6 (2007)、pp.47-54.

(13) Yuasa, S., et al.: Liquid Oxygen Vaporization Techniques for Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engines, International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 10(2) (2011), pp.155-168.

○ 酸化剤流旋回型燃焼器内の可視化：燃焼過程と流れ場について

(14) Yuasa, S., et al.: Visualization and Emission Spectra of Flames in Combustion Chamber of Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engines, Journal of Thermal Science and Technology, Vol. 6, No. 2 (2011), pp.268-277.

(15) 齋藤大地、他：酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内三次元火炎観察、第53回航空原動機・宇宙推進講演会、JSASS-2013-0025、2013.

○ 燃料後退速度支配パラメータの特定について

(16) Yuasa, S., et al.: Controlling Parameters for Fuel Regression Rate of Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine, 48th AIAA Joint Propulsion and Exhibit, AIAA Paper 2012-4106, 2012.

(17) 白石・湯浅：酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン性能パラメータの時刻変化予測、日本航空宇宙学会論文集 第61巻第2号(2013)、pp.31-37.

(18) 白石・湯浅：局所燃料後退速度に基づく酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン性能パラメータの時刻変化予測手法について、日本航空宇宙学会論文集 第61巻第4号(2013)、pp.71-78.

○ 推力5000Nエンジンの設計・製作と実証実験について

(19) 湯浅、他：推力5kN技術実証用ハイブリッドロケットエンジンの開発、第57回宇宙科学技術連合講演会講演集、JSASS-2013-4515、2013.

(20) Kitagawa, K., et al.: Development of Test Facilities for 5 kN-Thrust Hybrid Rocket Engines and a Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine for Technology Demonstration, International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 15 (6) (2016), pp.435-451.

(21) Sakurai, T., et al.: Performance and Regression Rate Characteristics of 5-kN Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine, Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 4 (2017), pp.891-901.

○ 様々な燃焼方式の提案と燃焼実験について

(22) 畑垣、他： グレインに凹凸を有する酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性、平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム、STCP-2011-043、2012

(23) 齊藤大亮、他： パラフィン燃料酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの C\*効率に及ぼす後方燃焼室の影響、平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム、STCP-2011-044、2012.