



## 液酸・液水高圧燃焼試験における 燃焼不安定現象

宇宙航空研究開発機構  
エンジン研究開発グループ

布目 佳央・田村 洋・富田 健夫

平成24年9月27日

東大JAXA社会連携講座 シンポジウム



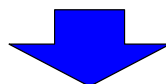
## 燃焼不安定性問題と噴射器設計



燃焼不安定性にかかわる問題はロケットエンジンの開発に大きな影響を及ぼす

- ・ テスト-フェイル-フィックス型の開発  
→ 不具合発生時に、出戻りが発生し、開発期間・コストの大幅な増加
- ・ バッフル・アコースティックキャビティの装着によるコスト・重量増など  
→ その解決には多大な時間とコストが発生
- ・ 燃焼不安定を精度良く予測するツールは未だ無し
- ・ 現象の詳細・発生範囲も特定できていない

**設計段階や研究フェーズでの現象把握・対処が重要！**



- ・ 要素試験による現象把握, リスク等の抽出
- ・ 要素試験に裏打ちされた高度な解析手法(予測手法)の確立

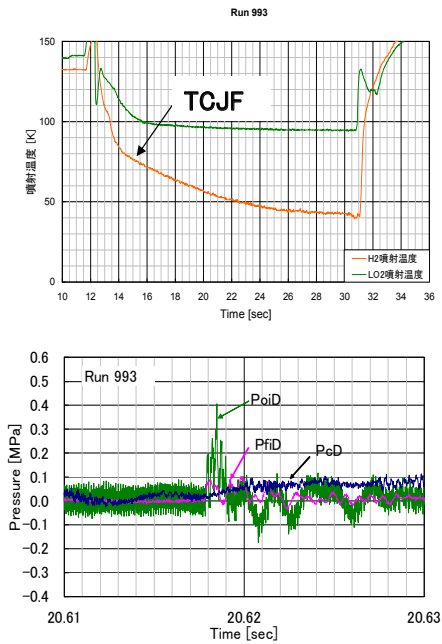
経験依存の設計から、試験／解析データに裏打ちされた設計手法の確立へ

東大JAXA社会連携講座 シンポジウム

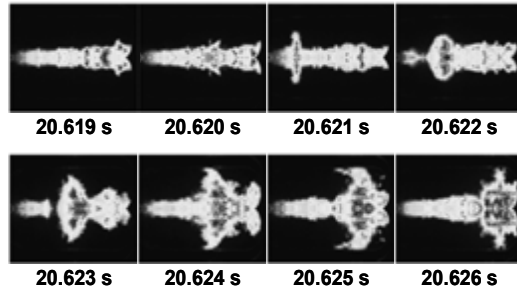
2



## 同軸型噴射器で見られた燃焼不安定事例 (燃料噴射温度傾斜試験での燃焼の可視化)



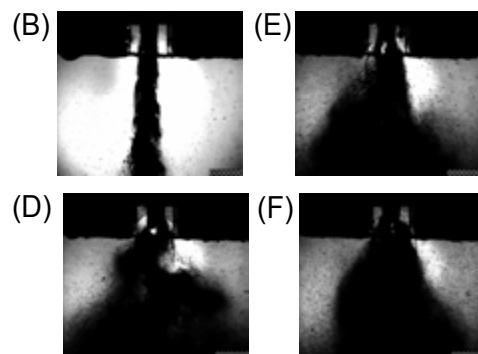
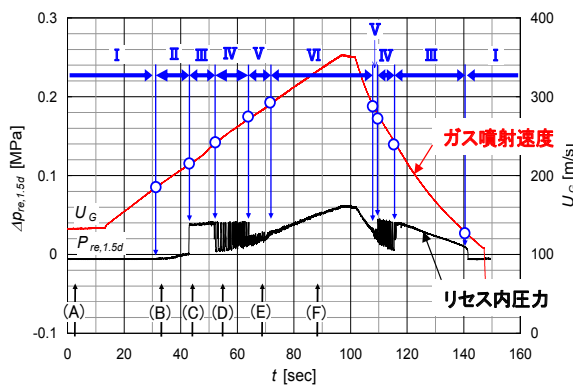
LOX/LH2, Pc= 6 MPa, O/F=6



- ・TCJFが約53 K以下となると、PoiDに圧カスパイクが発生し、その直後に噴射器出口で火炎がバースト的に発達するもととなる塊が噴射される現象が観察された。
  - TCJF低下による高周波振動の要因？
  - 圧カスパイクの発生原因は？
- ・歪み計測から、LOXポストも機械的に振動している事が判明。



## 同軸型噴射器で見られた噴流の自励振動 (水・ガス窒素による同軸型噴射器の水噴霧試験)



- ・ 同軸噴射器を模した矩形断面の噴射器による水・窒素の流し試験
- ・ ガス流量を連続的に変化させるとき、リセス内の圧損がステップ状に上昇
- ・ このときLOXポストは左右に大きく振動し、噴流が大きく蛇行して微粒化する現象が観察
- ・ リセス内で微粒化が促進、外周のガス噴流の流路が閉塞されることが基で流体振動が発生。

LOX/LH2同軸型噴射器の燃焼試験でも、噴射圧が高周波で振動し、併せてLOXポストが振動すると考えられる現象が観察されており、ここでの観察結果と類似点が多い。

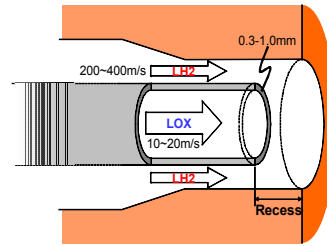


## 液体ロケットエンジンの噴射器設計

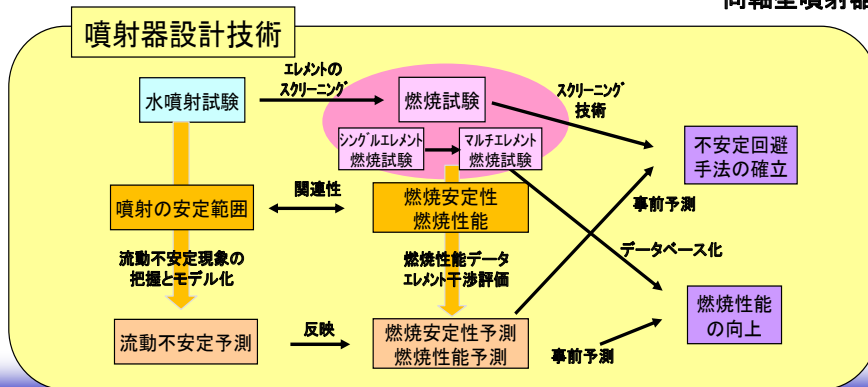


### ■噴射連成不安定

- ・ 作動条件により, 同軸型噴射器内で噴流の流動不安定現象が生じ, 燃焼現象と連成することで発生する燃焼不安定.
- ・ 発生メカニズムや噴射器形状・噴射条件との関連性は未だ不明.



同軸型噴射器



## 目的



複数の試験条件やエレメント形状での燃焼状況を把握し、液酸・液水ロケット噴射器の設計に必要な燃焼特性基礎データを取得する

- 7種類のエレメント形状の噴射器を対象に燃焼試験を実施
- 燃焼安定性に及ぼす水素噴射温度および噴射器形状の影響について評価
- 不安定燃焼が発生する条件の特定(閾値のマッピング)
- 数値シミュレーションの検証データの取得



## 実験方法



### ◆ 試験条件範囲

推進剤 : LOX/LH2

燃焼圧 : (6MPa), 7.5 MPa, 9 MPa

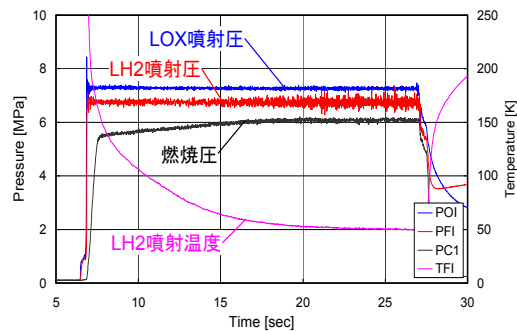
混合比 : 4 ~ 8

LH2噴射温度: 40 K ~ 150 K

(Rump test)

噴射速度比 : 11 ~ 40

燃焼時間: 20~30秒

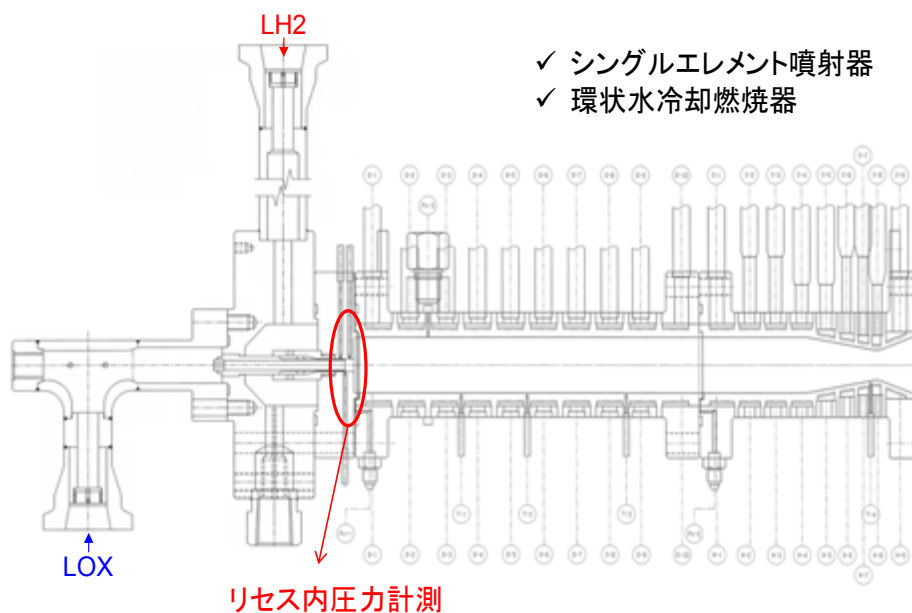


### ◆ 評価項目

- ・ リセス内の圧損特性 : データ取得・流動不安定現象・ポスト振動等との関連性評価
- ・ 燃焼の不安定現象 : 発生範囲の特定, 現象のモデル化, 噴射器形状の影響



## 供試体概要



- ✓ シングルエレメント噴射器
- ✓ 環状水冷却燃焼器

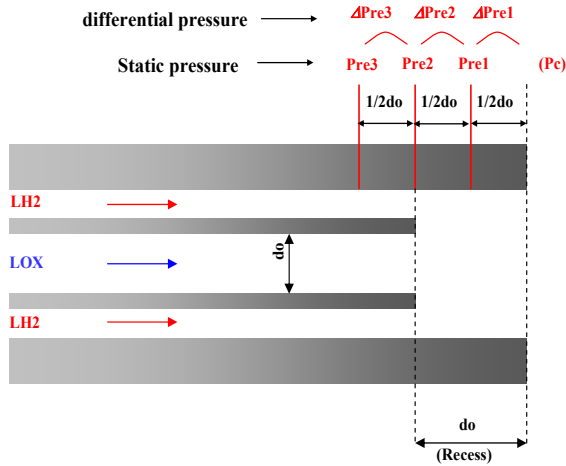


## 供試体概要(噴射器 1/2)



### リセス圧力計測

シングルエレメント燃焼試験では、下図のような配置でリセス内圧力の計測を実施した



リセス内差圧の定義  
 $\Delta Pre1 = Pre1 - Pc$   
 $\Delta Pre2 = Pre2 - Pre1$   
 $\Delta Pre3 = Pre3 - Pre2$



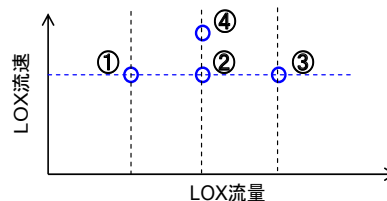
## 供試体概要(噴射器 2/2)



| 供試噴射器     | LOXポスト形状※  | 備考                   |
|-----------|------------|----------------------|
| Injector① | 小口径／ストレート型 | 基準噴射器                |
| Injector② | 中口径／ストレート型 |                      |
| Injector③ | 大口径／ストレート型 |                      |
| Injector④ | 小口径／ストレート型 | Injector①と同型，流量は②と同等 |

※リセス深さは全て1d<sub>o</sub>，スワール無し。(d<sub>o</sub>: LOXポスト内径)

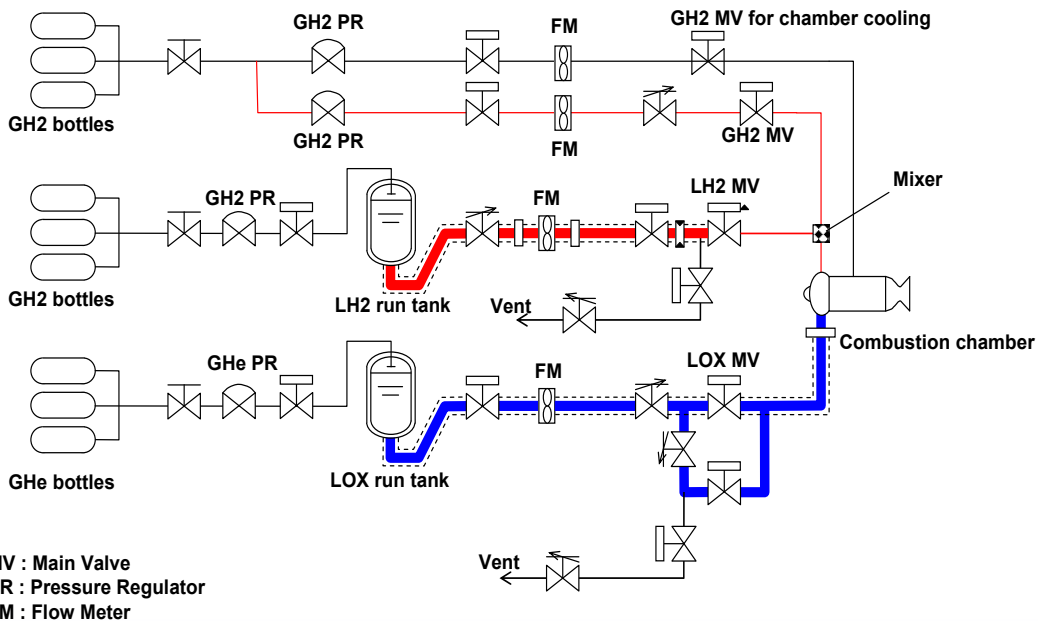
ストレート型の各噴射器の形状は、右図のように、LOX流速がほぼ一定になるように設計。(ただし、Injector④は除く)



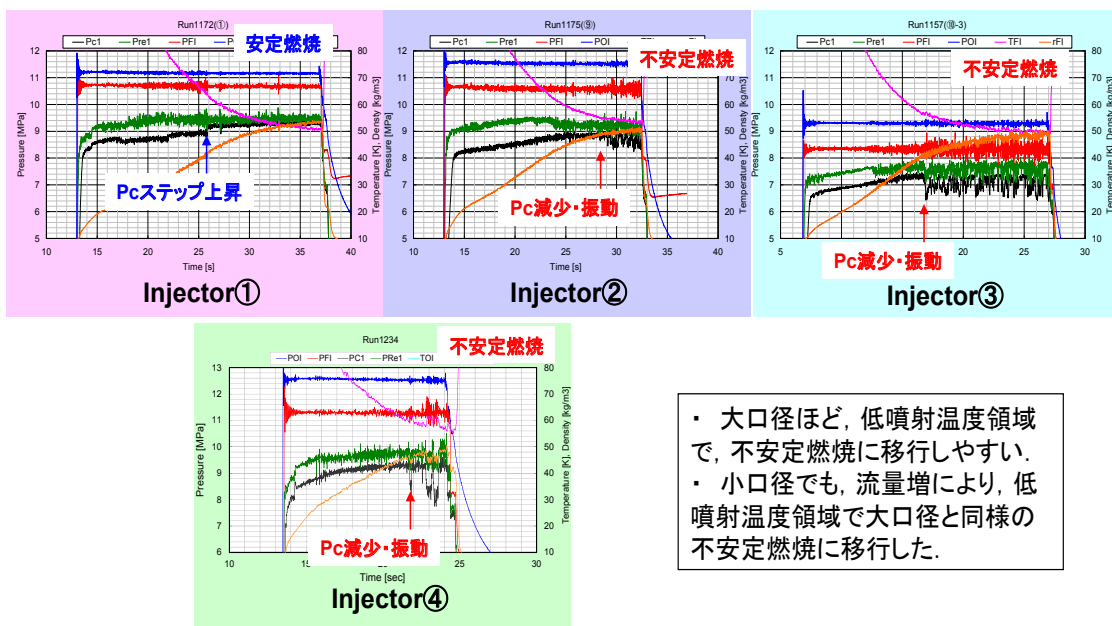


### 試験設備系統図

～角田宇宙センター液体水素ロケットエンジン要素試験設備～



### 各噴射器の代表的な試験結果



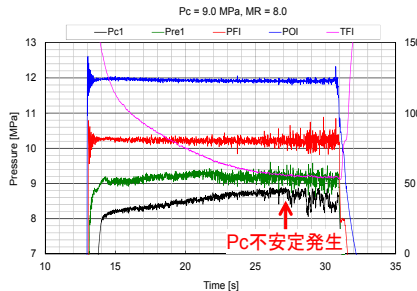
・ 大口径ほど、低噴射温度領域で、不安定燃焼に移行しやすい。  
 ・ 小口径でも、流量増により、低噴射温度領域で大口径と同様の不安定燃焼に移行した。

小口径

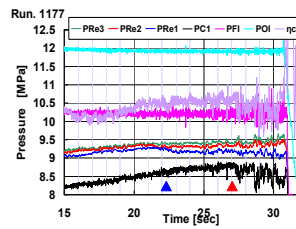
大口径



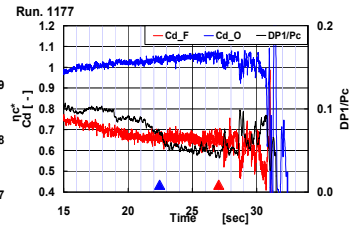
## 中孔径噴射器(②)の特徴(1/2)



圧力・LH2噴射温度の時間履歴

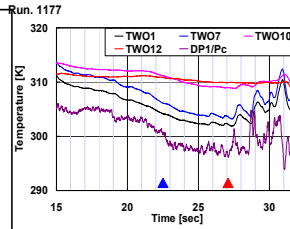


圧力・ηC\*の時間履歴

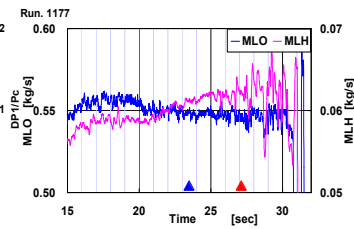


噴射器流出係数とΔPre1/Pcの時間履歴

- ✓ 燃焼中にΔPre1/Pcが減少(▲)
- 各パラメータとの関連性が不明瞭
- ✓ 低LH2噴射温度域でPc不安定発生(▲)
- Pc: 減少, 振動→ηC\*: 減少, 振動(対応)
- LH2噴射圧(PFI): 振動
- ΔPre1/Pc: 増加
- 壁温度: 増加→ΔPre1/Pcと対応
- 噴射器流出係数: 減少→ΔPre1/Pcと対応
- 流量: 脈動(やや減少)



壁温度とΔPre1/Pcの時間履歴

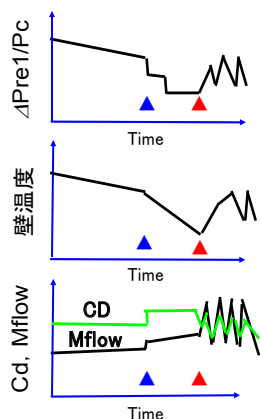


流量の時間履歴

各パラメータの関連性から、リセス内にパルス振動を起こす現象が発生した可能性が高く、これによりηC\*の減少、噴射器近くの熱負荷増大を招いたと考えられる。



## 中孔径噴射器(②)の特徴(2/2)

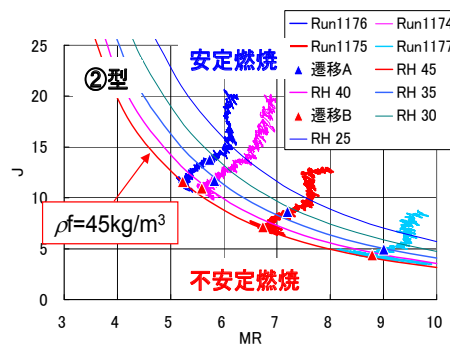


②型噴射器の模式図

②型噴射器の特徴は模式図に示す通り。

▲(B遷移点とする)が今回観察された燃焼不安定への遷移点と考えられる。下図は、J-MRマップ上にB遷移点をプロットしたものである。J-MRの関係式を以下のように導き、噴孔面積比、LOX噴射密度(ρo)を一定とするとρfをパラメータとした曲線が引け、B遷移点は概ねρf = 45 kg/m³上に乗ることが分かる。

▲(A遷移点)は試験により傾向が一定せず、判定に多分な誤差を含むため、ここでの議論は避ける。

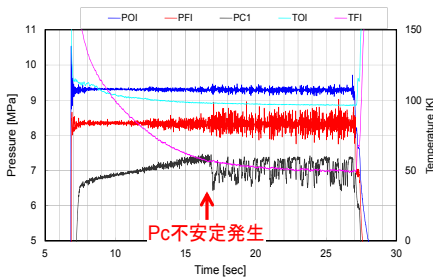


混合比と運動量比の関係

JとMRの関係式: 
$$J = \frac{(\rho_o / \rho_f)}{MR^2 \times (A_f / A_o)^2}$$



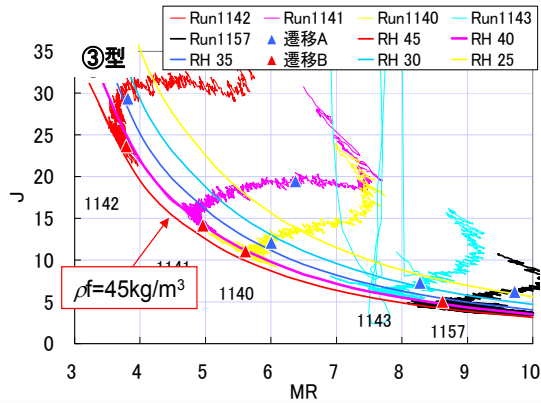
## 大孔径噴射器(③)の特徴



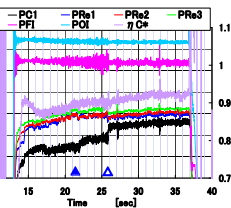
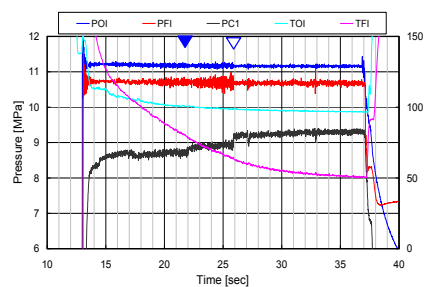
圧力・噴射温度の時間履歴

特徴は②型と同様

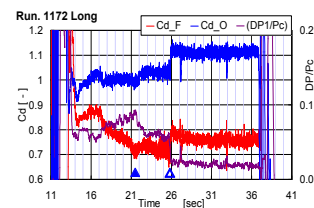
A遷移(▲)は、 $\rho f \doteq 30 \sim 35 \text{ kg/m}^3$   
 B遷移(▲)は、 $\rho f \doteq 45 \text{ kg/m}^3$   
 ▲は、 $\eta c^*$ ステップ減に対応



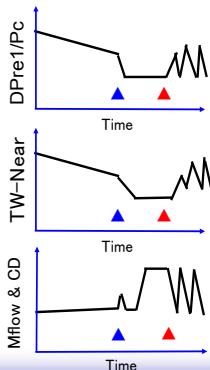
## 小孔径噴射器(①)の特徴(1/2)



圧力・ $\eta c^*$ の時間履歴

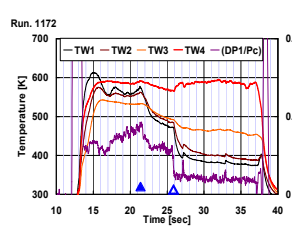


噴射器流出係数と $\Delta \text{Pre1/Pc}$ の時間履歴

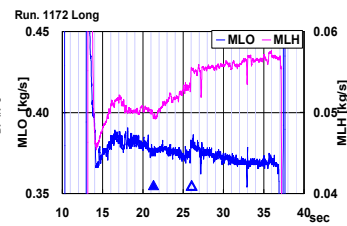


典型的な時間履歴 (模式図)

$\Delta \text{Pre1/Pc}$ 減は、  
 噴射面近くのTw減, Mflow増, Cd増.  
 $\Delta \text{Pre1/Pc}$ 増は、  
 噴射面近くのTw増, Mflow減, Cd減を招く.



壁温度と $\Delta \text{Pre1/Pc}$ の時間履歴



流量の時間履歴

低LH2噴射温度域で、燃焼不安定に遷移していない





## 小口径噴射器(①)の特徴(2/2)

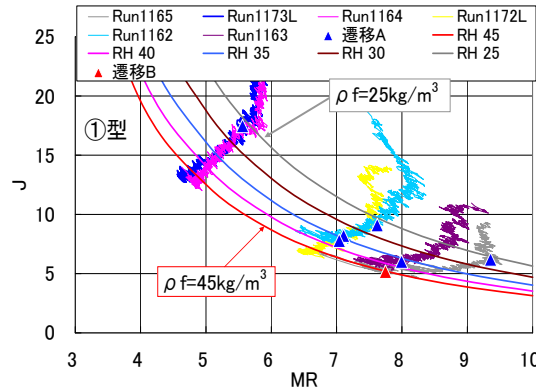


$\Delta$ Pre1/Pc, Tw-near, Mflow & Cd の典型的な時間履歴の模式図を下に示した。

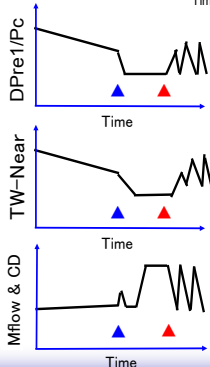
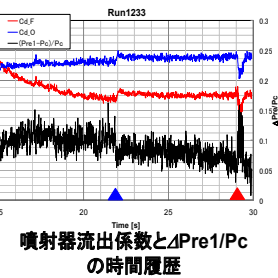
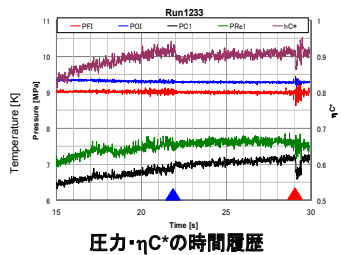
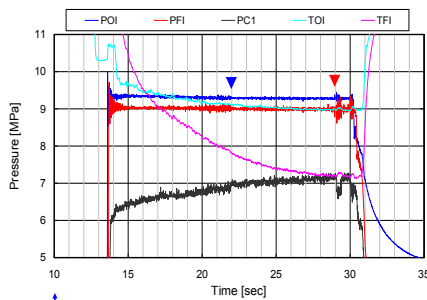
▲;  $\Delta$ Pre1/Pcステップ減→A遷移

▲;  $\Delta$ Pre1/Pcステップ増→B遷移

①型試験では、B遷移は最も高MRのRun1165でしか観察されなかった。

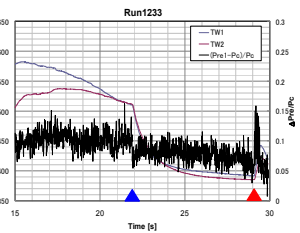


## 小口径噴射器(④)の特徴

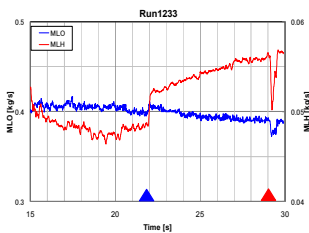


典型的な時間履歴 (模式図)

$\Delta$ Pre1/Pc減は、  
 噴射面近くのTw減, Mflow増, Cd増。  
 $\Delta$ Pre1/Pc増は、  
 噴射面近くのTw増, Mflow減, Cd減を招く。



壁温度と $\Delta$ Pre1/Pcの時間履歴

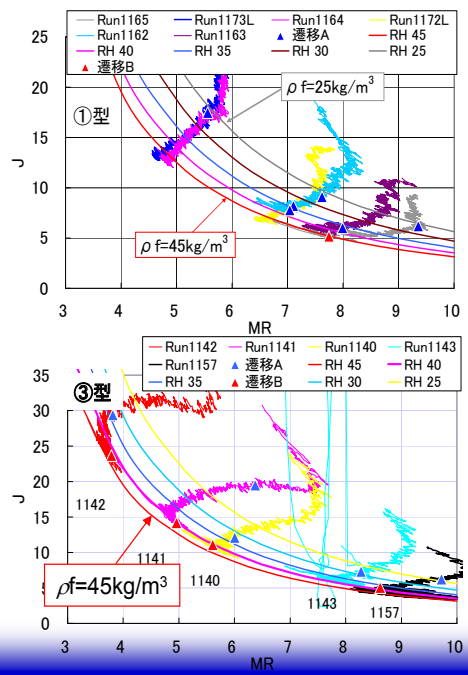
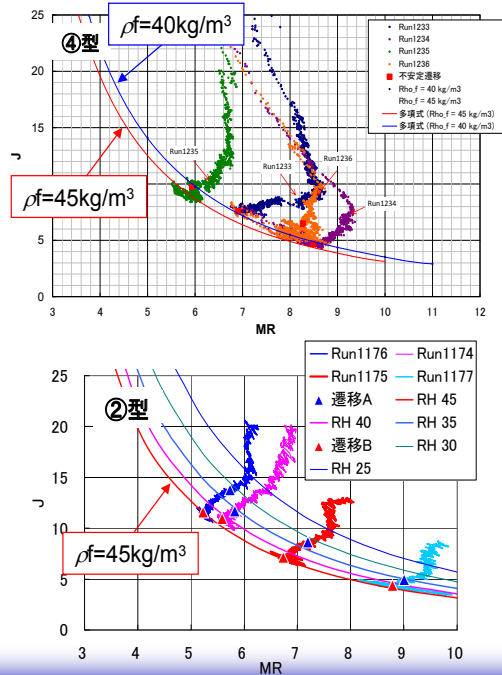


流量の時間履歴

特徴は①型と同様だが、②型のような燃焼不安定遷移も発生



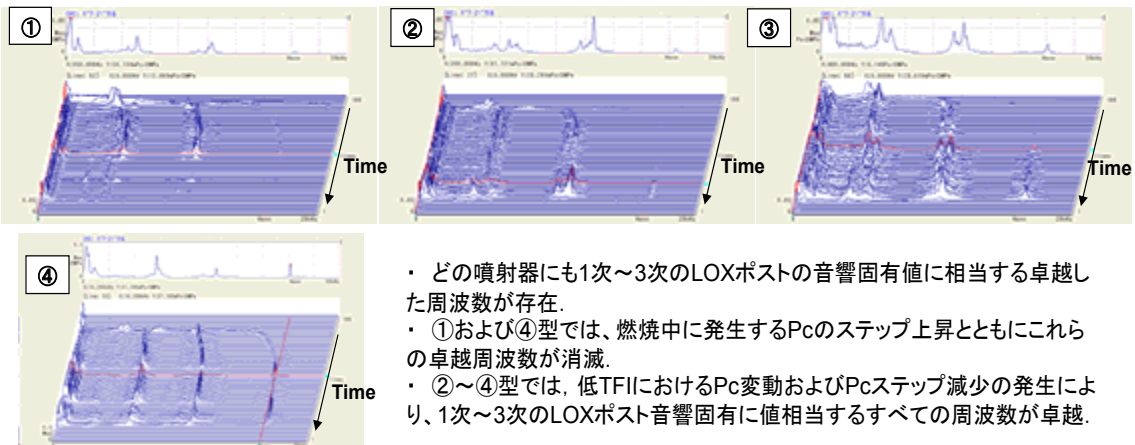
## 燃焼不安定限界のマップ化



## LOX噴射変動圧のFFT解析結果



高速系データ(LOX噴射変動圧)のFFT解析結果



- ・ どの噴射器にも1次~3次のLOXポスの音響固有値に相当する卓越した周波数が存在。
- ・ ①および④型では、燃焼中に発生するPcのステップ上昇とともにこれらの卓越周波数が消滅。
- ・ ②~④型では、低TFIIにおけるPc変動およびPcステップ減少の発生により、1次~3次のLOXポスト音響固有に値相当するすべての周波数が卓越。

卓越周波数, リセス内圧損, 噴射器近傍の燃焼室壁温度および噴射器流出係数の増減には強い関連性があり, 噴射器内(リセス内)での燃焼形態の変化に対応しているものと考えられる。



## まとめ



- ・ 大口径ほど、低噴射温度領域で、不安定燃焼に移行しやすい。
- ・ 小口径でも、流量増により、低噴射温度領域で大口径と同様の不安定燃焼に移行した。
  - ・ LOXポストの口径だけでは安定性は決まらない。つまり、大口径でも安定燃焼を実現できる形状・作動範囲がある？
- ・ 燃料不安定性とリセス内の圧損特性が強い関連性を示す
  - ・ リセス圧計測により、今回観察された燃焼不安定は、リセス内での微粒化・混合・燃焼過程の変化によって引き起こされている可能性が高い。  
→ 今後の現象モデルの構築とCFD等での検証が必要
- ・ 混合比と運動量比から燃焼不安定発生範囲をマップ化した。LH2噴射密度をパラメータとして整理をすることで、燃焼圧力に関係なく、発生範囲が整理できると考えられる。
- ・ LH2噴射器出口密度は $40\text{kg/m}^3$ 以下となる作動条件が望ましい。



## 謝辞



本研究を進めるにあたり、筑波宇宙センターエンジン研究開発グループの川島秀人氏、三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所の渡邊真一郎氏をはじめ、多くの方々のご協力を賜りました。ここに感謝の意を表します。