

第1回ハイブリッドロケットシンポジウム

HR-2018-Keynote2

ハイブリッドロケットの燃焼データ解析法の開発とその応用

永田 晴紀(北大)、ケンプス ランドン(北大・院)、齋藤 勇士(東大)

平成30年6月28日(木)、29日(金) 於 JAXA宇宙科学研究所(相模原市)



HR-2018-Keynote2 ハイブリッドロケットの燃焼データ 解析法の開発とその応用

永田 晴紀(北大)、ケンプス ランドン(北大・院)、
齋藤 勇士(東大)

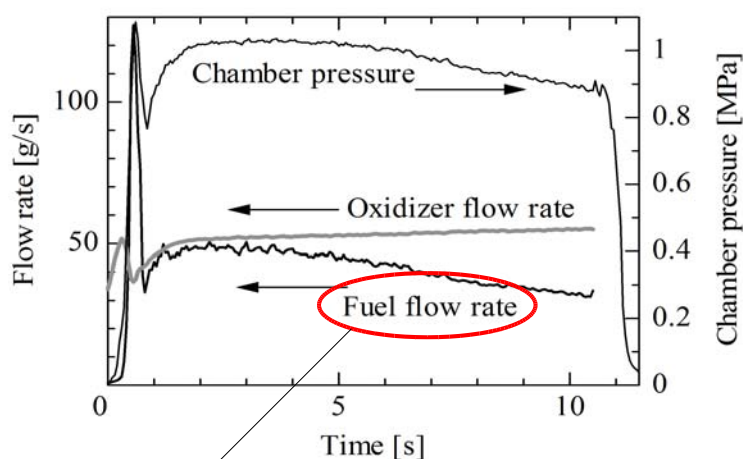
平成30年度ハイブリッドロケットシンポジウム
平成30年6月28日(木)、29日(金)
於 JAXA宇宙科学研究所

講演内容

- ◆ 燃料流量再現法 (RT)
 - 研究背景と目的
 - 再現法の種類
 - 精度評価
 - 適用範囲
- ◆ ノズルスロット面積再現法 (NTRT)
- ◆ スロット温度再現法 (TTRT)
 - ノズルスロット表面温度履歴
 - ノズルスロット熱伝達率履歴
- ◆ まとめ

燃料流量再現法 (RT)
Reconstruction Technique

背景と目的



Difficult to measure

背景

固体燃料と液体酸化剤の組合せを推進剤とするハイブリッドロケットにおいて、

酸化剤：流量計測が容易

燃料：流量計測が困難

再現法 (RT)

燃焼室圧力、酸化剤流量、推力等、容易に計測可能な履歴を用いてOF比($=\xi$)の履歴を推算する手法。

再現法の種類

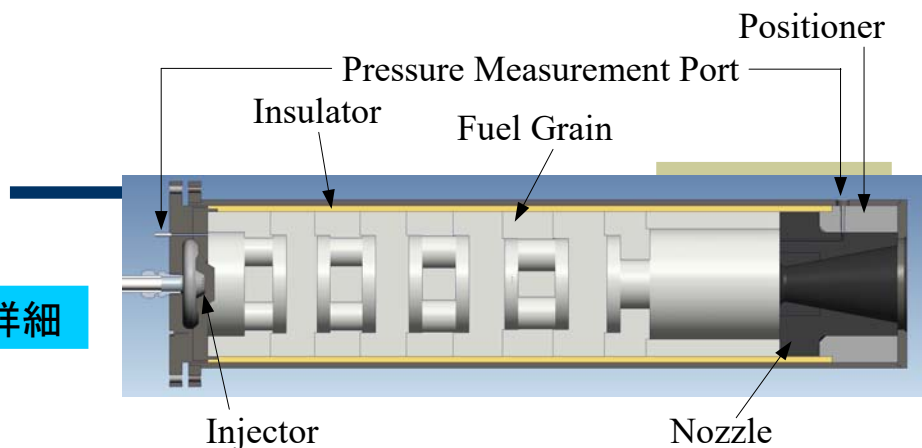
Equation	Input data	Assumption
RT-1 $c_{ex}^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_p} = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)}$	p_c, \dot{m}_o	Constant c^*
RT-2 $\eta c_{th}^*(\xi, p_c) = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)}$	p_c, \dot{m}_o	Constant c^* efficiency ($=\eta$)
RT-3 $F = \lambda_1 v_e \dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right) + (p_e - p_a) A_e$	p_c, \dot{m}_o, F	Constant nozzle discharge coefficient ($=\lambda_1$)
RT-4 $F = \lambda_2 \left[v_e \dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right) + (p_e - p_a) A_e \right]$	p_c, \dot{m}_o, F	Constant thrust deduction coefficient ($=\lambda_2$)
RT-5 $\eta c_{th}^*(\xi, p_c) = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)}$	p_c, \dot{m}_o	Hybrid of RT-1 and 2

ξ : O/F
 F : Thrust

Use ξ
obtained
by RT-1

試験モータ

試験モータの詳細



	Motor-A	Motor-B
Rated thrust	10 kN	1.2 kN
Nozzle		
Throat diameter	56 mm	13.5 mm
Exit diameter	123 mm	13.5 mm
Fuel	Polyethylene	PMMA
Fuel grain		
Diameter	200 mm	70 mm
Number of stages	9	3
Initial weight	25.4 kg	0.683 kg

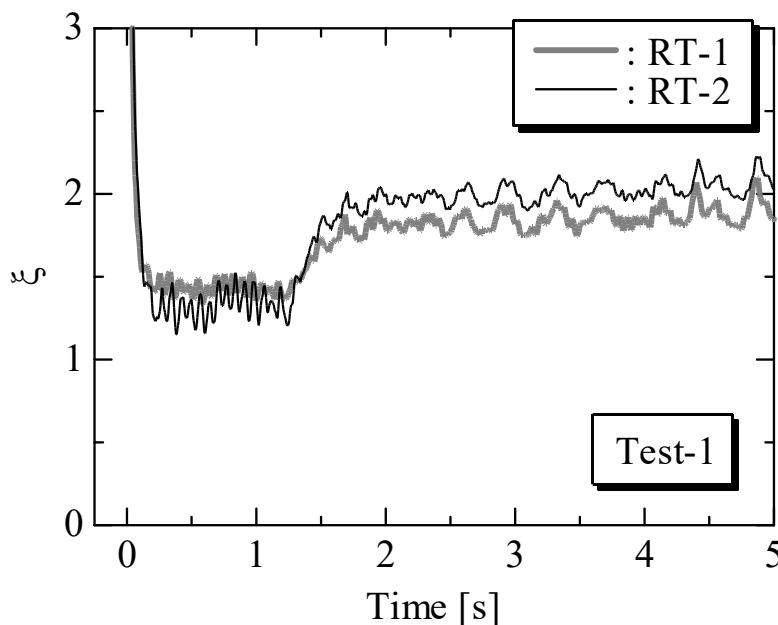
試験モータの緒元

実験条件 (Motor-A)

* Average value during a firing test.

Test index	LOX flow rate* [kg/s]	Initial fuel weight [kg]	Final fuel weight [kg]	Fuel consumption [kg]	Chamber pressure* [MPa]	Burning duration [s]
1	1.76	25.6	17.2	8.4	1.96	10.2
2	2.73	25.4	18.6	6.8	3.30	5.5
3	1.30	25.4	20.4	5.0	1.30	6.9
4	1.84	25.4	20.5	4.9	2.22	5.3
5	2.24	25.4	20.4	5.0	2.72	4.8
6	2.09	25.4	20.7	4.7	2.18	5.0
7	2.59	25.3	20.3	5.0	2.58	4.9

「 c^* 一定」の妥当性 (1/2)



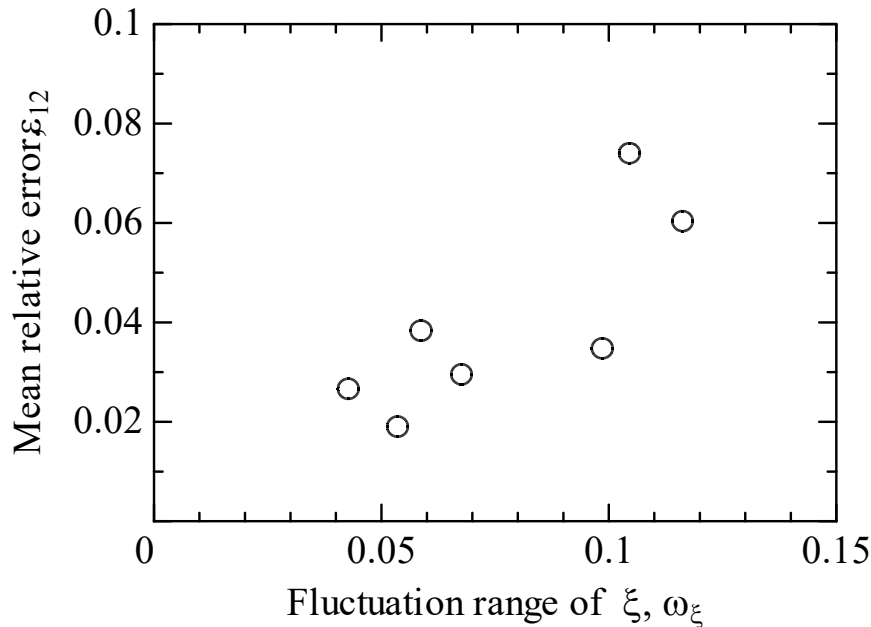
$$\omega_{\xi} = \frac{1}{\bar{\xi}} \frac{\int_0^{t_b} |\bar{\xi} - \xi_2| dt}{t_b}$$

$$\text{where } \bar{\xi} = \frac{M_o}{M_f}$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{\bar{\xi}} \frac{\int_0^{t_b} |\xi_1 - \xi_2| dt}{t_b}$$

RT-1 および RT-2で得られたOF比の履歴

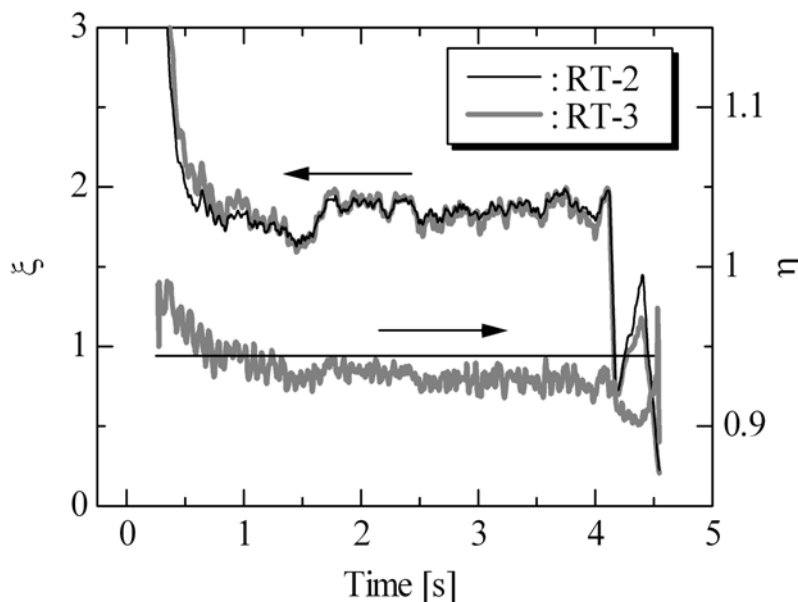
「 c^* 一定」の妥当性 (2/2)



- 「 c^* 一定」の仮定に起因する誤差は、燃焼中のOF比変動が大きいほど大きい。
- OF比変動が10%の時、この仮定に起因する誤差は6%程度。

「 c^* 一定」の仮定に起因する誤差とOF比変動幅との関係

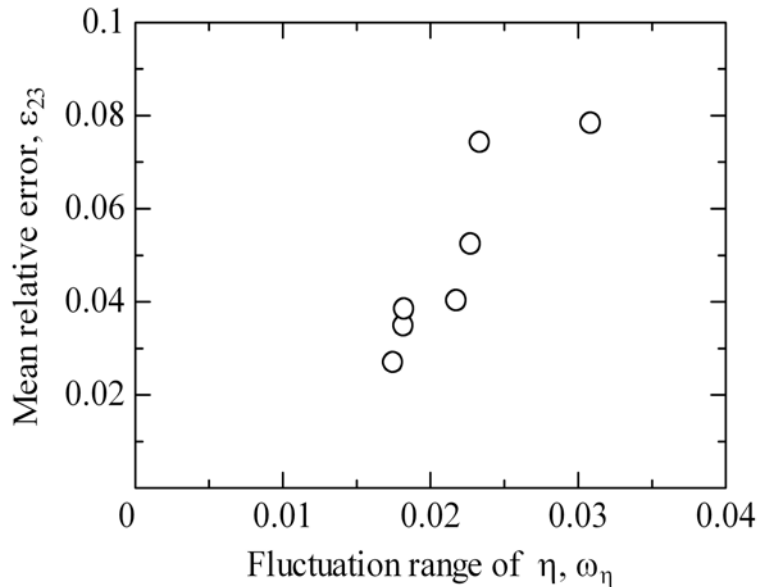
「 c^* 効率一定」の妥当性 (1/2)



$$\omega_\eta = \frac{\int_0^{t_b} |\bar{\eta} - \eta| dt}{t_b}$$

RT-2とRT-3で得られたOF比(ξ)と c^* 効率(η)の各履歴

「 c^* 効率一定」の妥当性 (2/2)

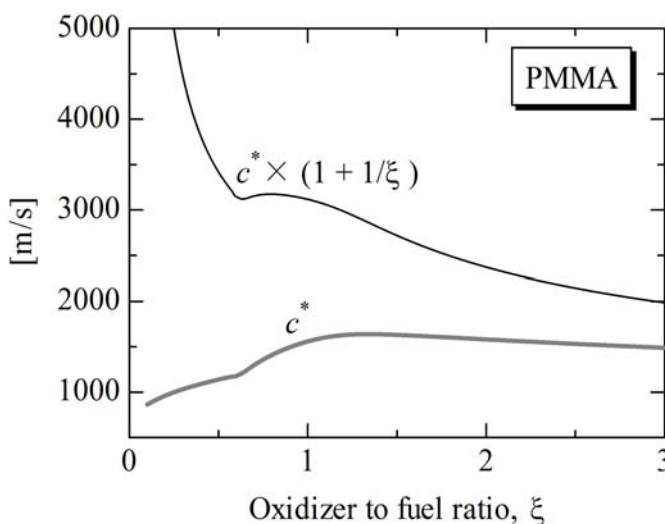


- 「 c^* 効率一定」の仮定に起因する誤差は、 c^* 効率の変動幅 ($=\omega_\eta$) が大きいほど大きい。
- c^* 効率が平均で3%変動しただけで、この誤差は8%にも達し得る。

「 c^* 効率一定」の仮定に起因する誤差と c^* 効率の変動幅との関係

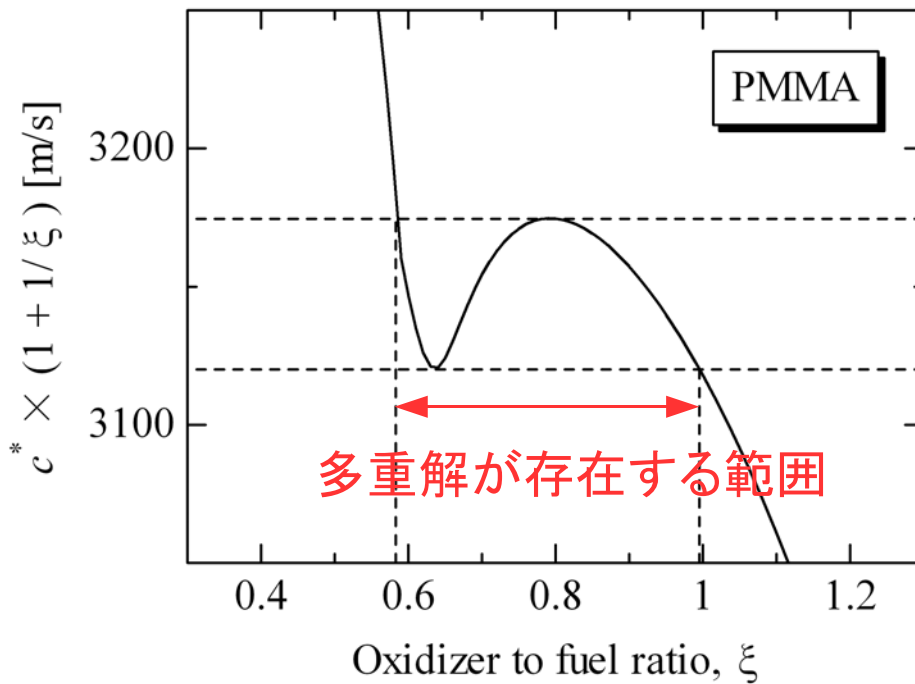
多重解問題 (2/2)

$$\eta c_{th}^*(\xi, p_c) = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)} \Leftrightarrow \eta c_{th}^*(\xi, p_c) \left(1 + \frac{1}{\xi}\right) = p_c A_t$$



c^* (理論値) および $c_{th}^* \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)$
と OF 比 (ξ) との関係

多重解問題 (2/2)



$$\eta c_{th}^*(\xi, p_c) = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)}$$

$$\Leftrightarrow \eta c_{th}^*(\xi, p_c) \left(1 + \frac{1}{\xi}\right) = p_c A_t$$

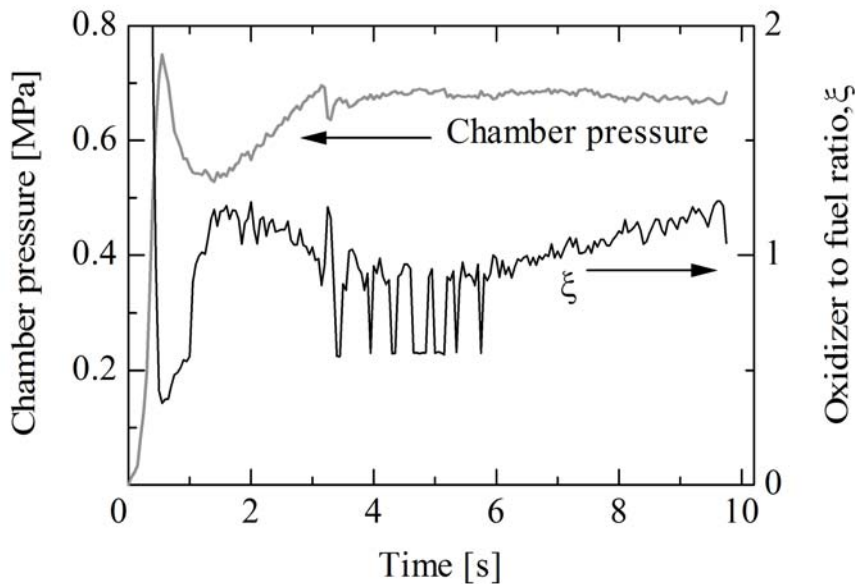
実験条件 (Motor-B)

* Average value during a firing test.

** Initial fuel weight is 683 g.

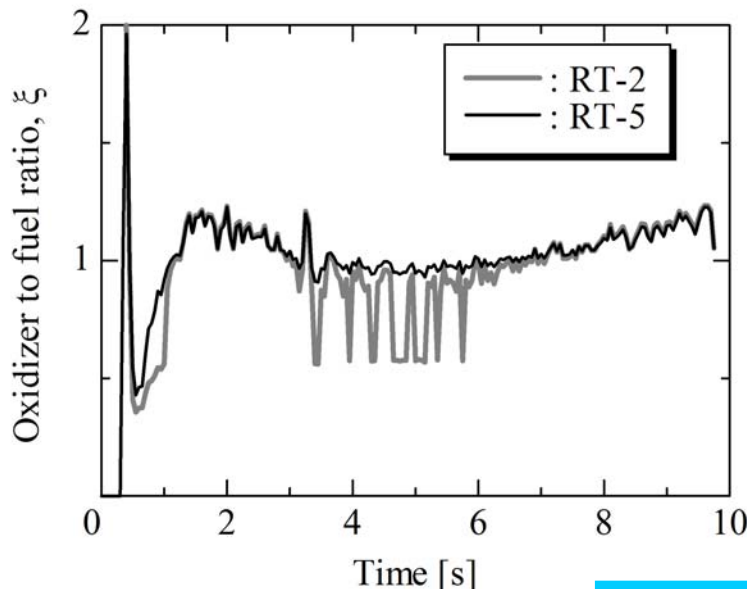
Test index	LOX flow rate* [g/s]	Final fuel weight [g]	Fuel consumption** [g]	Chamber pressure* [MPa]	Burning duration [s]
1	52	245	438	0.94	10.5
2	35	323	360	0.63	9.8

多重解問題が発生した例



- ◆ 多重解領域の有無は推進剤の組み合わせに依存する。
- ◆ PMMA－酸素の組合せでは、OF比(= ξ)が0.6～1.0で多重解を持つ。
- ◆ この課題は3種類の再現法(RT-2, RT-3, およびRT-4)に共通して存在する。

多重解問題の回避方法



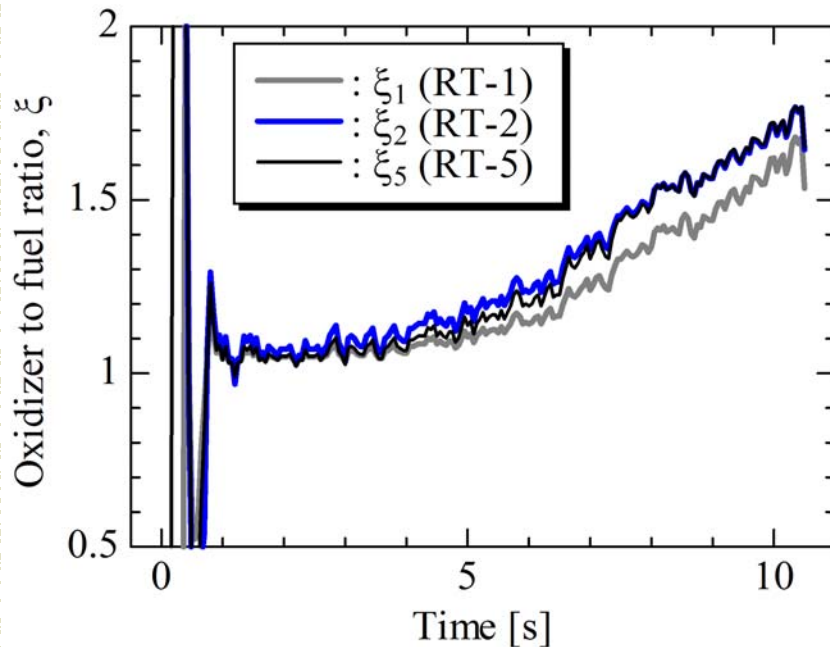
- ◆ RT-5 は多重解問題を回避出来るが、精度は多少犠牲になる。
- ◆ 同様に多重解問題を回避できるRT-1 よりは精度が良い。

$$\eta c_{th}^*(\xi, p_c) = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left(1 + \frac{1}{\xi}\right)}$$

Use ξ obtained by RT-1

ξ histories obtained by RT-2 and RT-5.

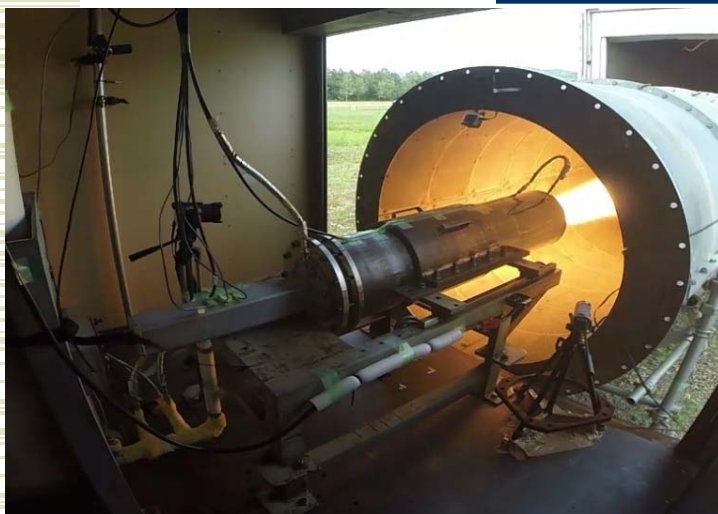
RT-1 と RT-5 の精度比較



- ◆ 全燃焼期間を通じて、RT-5で得られたOF比(ξ_5)の方が、RT-1で得られたOF比(ξ_1)よりも、 ξ_2 に近い。

RT-1, RT-2, および RT-5で得られたOF比履歴.

ノズルスロット再現法 (研究背景1/3)



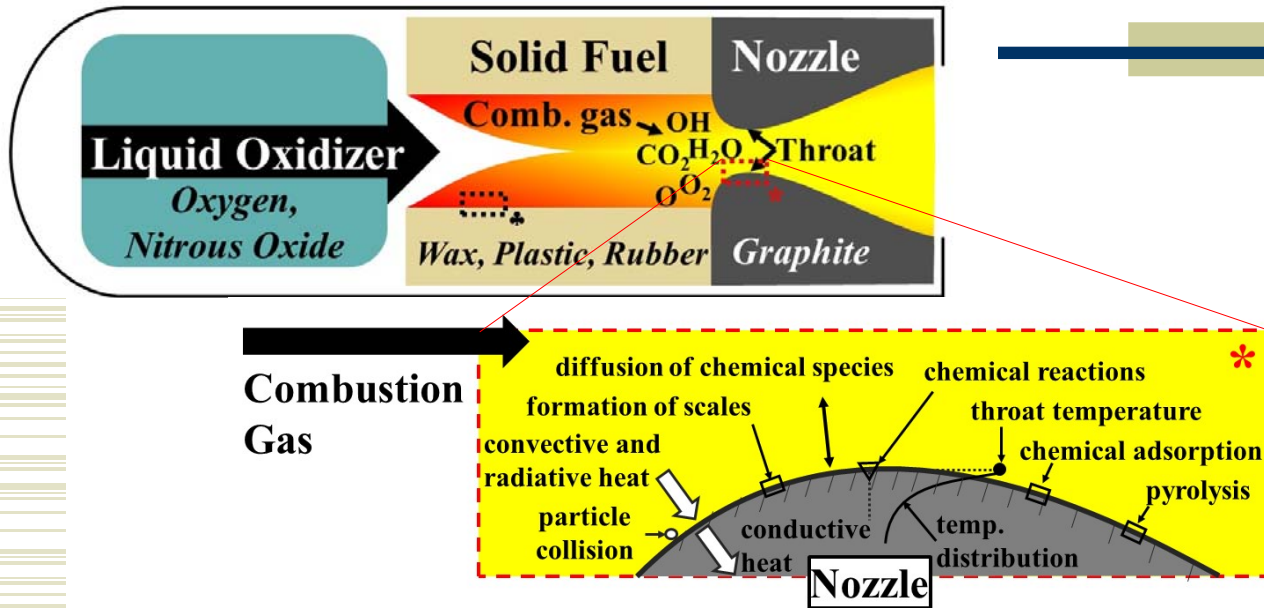
燃焼前



燃焼後

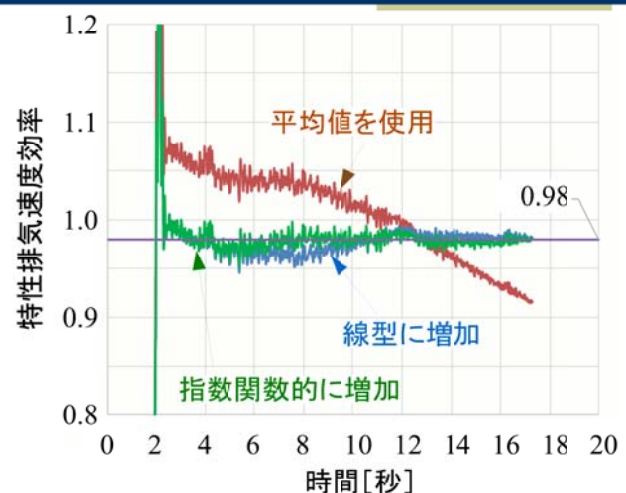
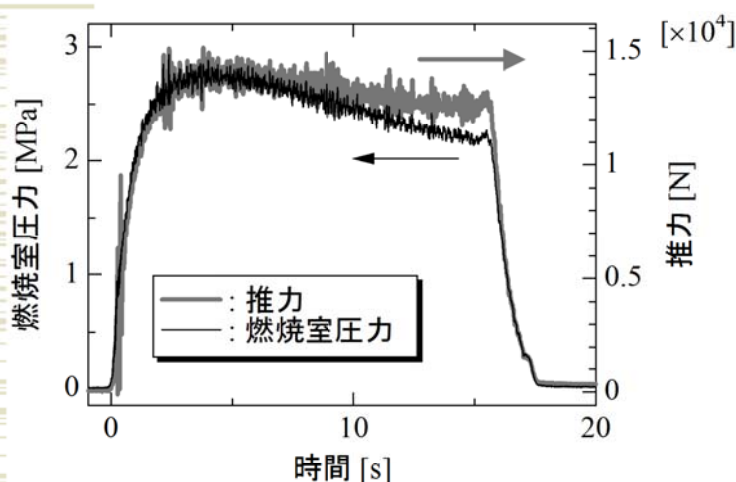
- ◆ 2014年6月に実施した15 kN級CAMUI型ハイブリッドロケットの地上燃焼実験で大規模なノズル浸食が発生 (67.3 mm → 72.7 mm)。
- ◆ スロット面積で17%の拡大、比推力で7秒前後の損失に相当。ノズル浸食はハイブリッドロケット共通の課題。

ノズルスロート再現法(研究背景2/3)



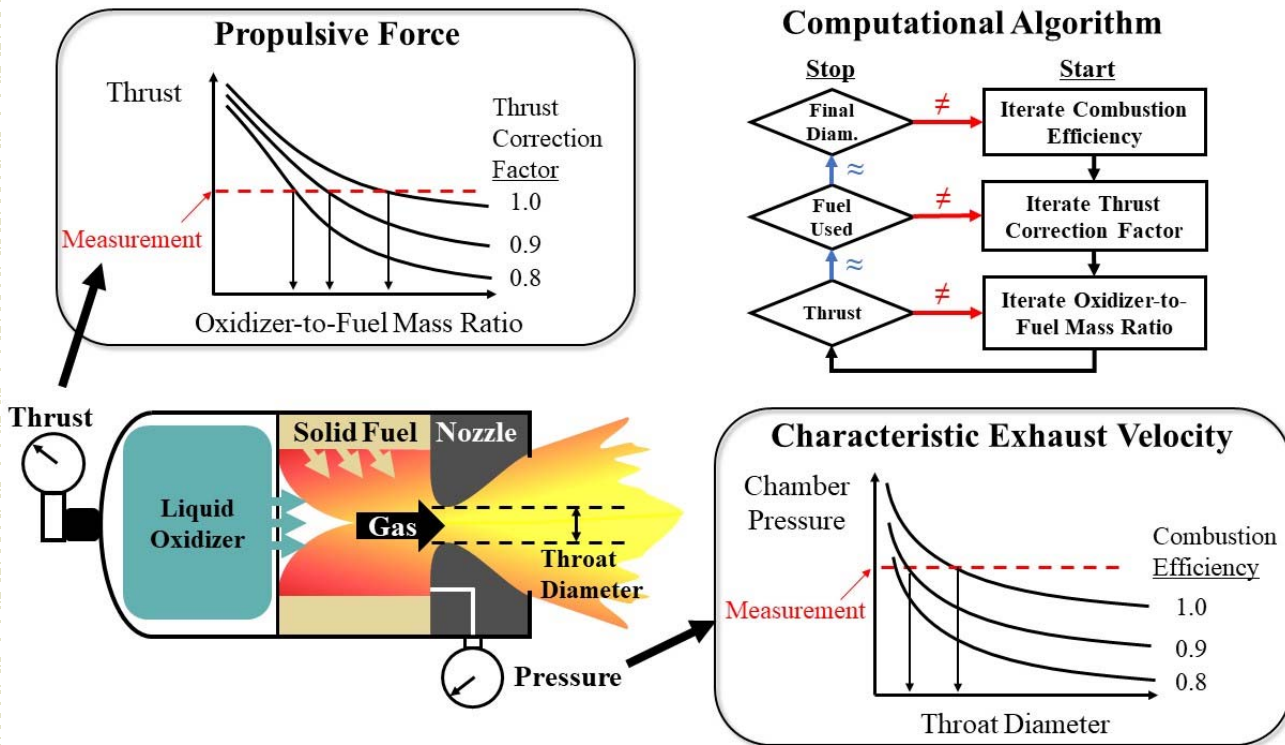
- ◆ ノズル浸食の主要因は燃焼ガス中酸化物質とノズル材料との化学反応。
- ◆ ノズル浸食速度はOF比、燃焼室圧力、ノズル表面温度等に依存するが、これらの相関は線形ではないため、燃焼中の平均値は相関を示すものではない。

ノズルスロート再現法(研究背景3/3)

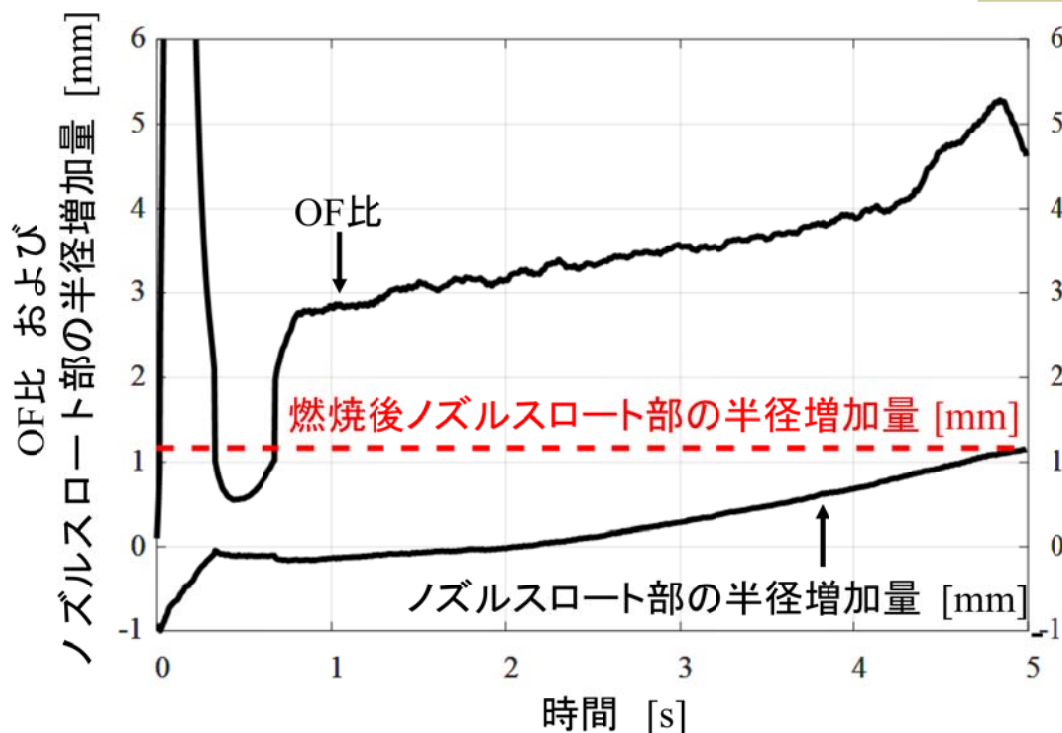


- ◆ ノズルスロート面積に平均値を使用して再現法を適用すると、 c^* 効率の履歴は非現実的な結果となる。スロート径に増加の履歴を仮定すると妥当な履歴が得られる。
- ◆ 再現法を拡張すれば、ノズルスロート履歴まで再現出来るのではないか？

ノズルスロット再現法の原理



NTRTで再現されたノズル浸食履歴



ノズル浸食率のOF比依存性を取得することに初めて成功

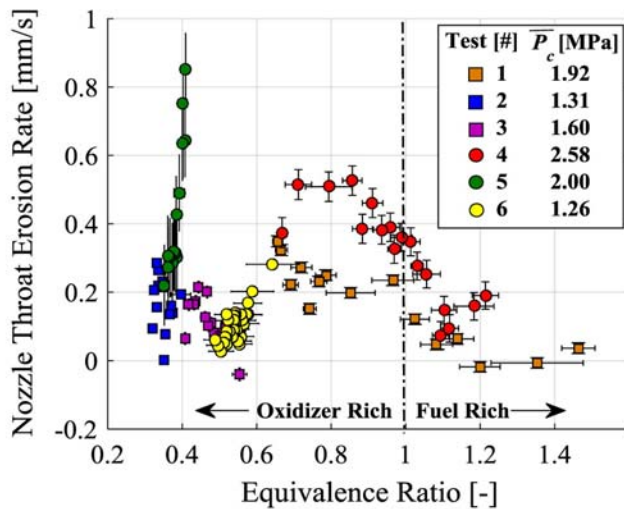


Fig. 15 Equivalence ratio and nozzle-throat-erosion rate in tests 1–6; graphite nozzles; stoichiometric mixture ratio is 3.429.

NTRTにより取得された
ノズル浸食率とOF比の関係

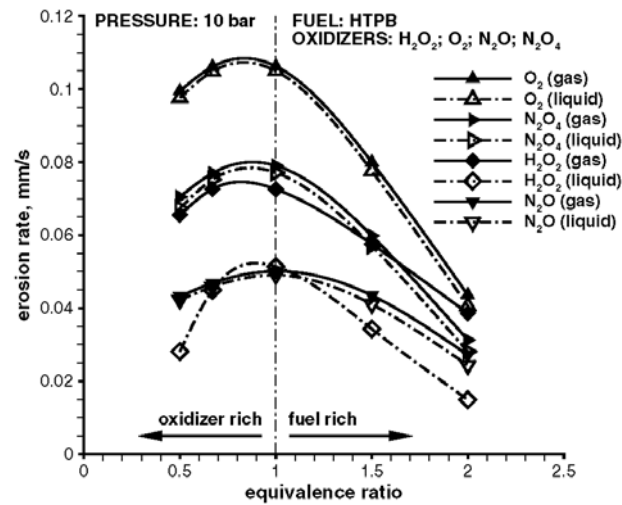
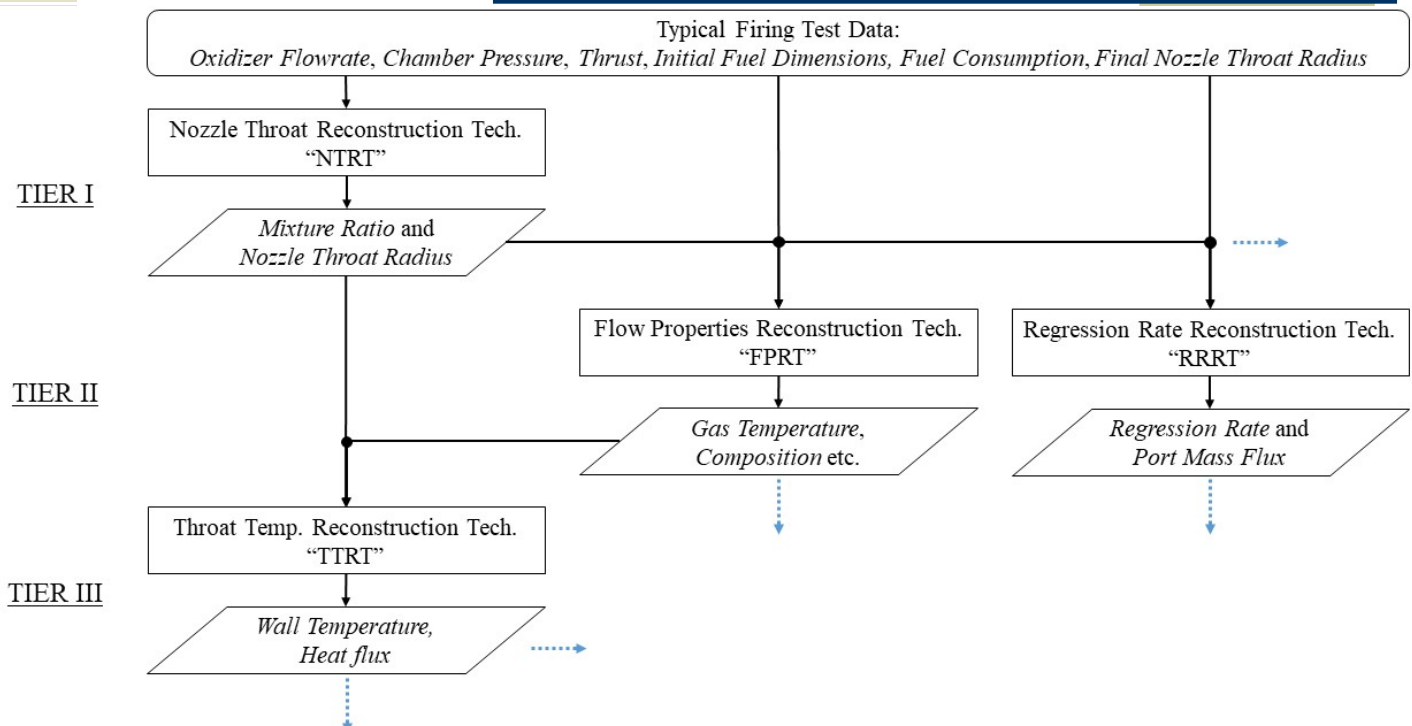


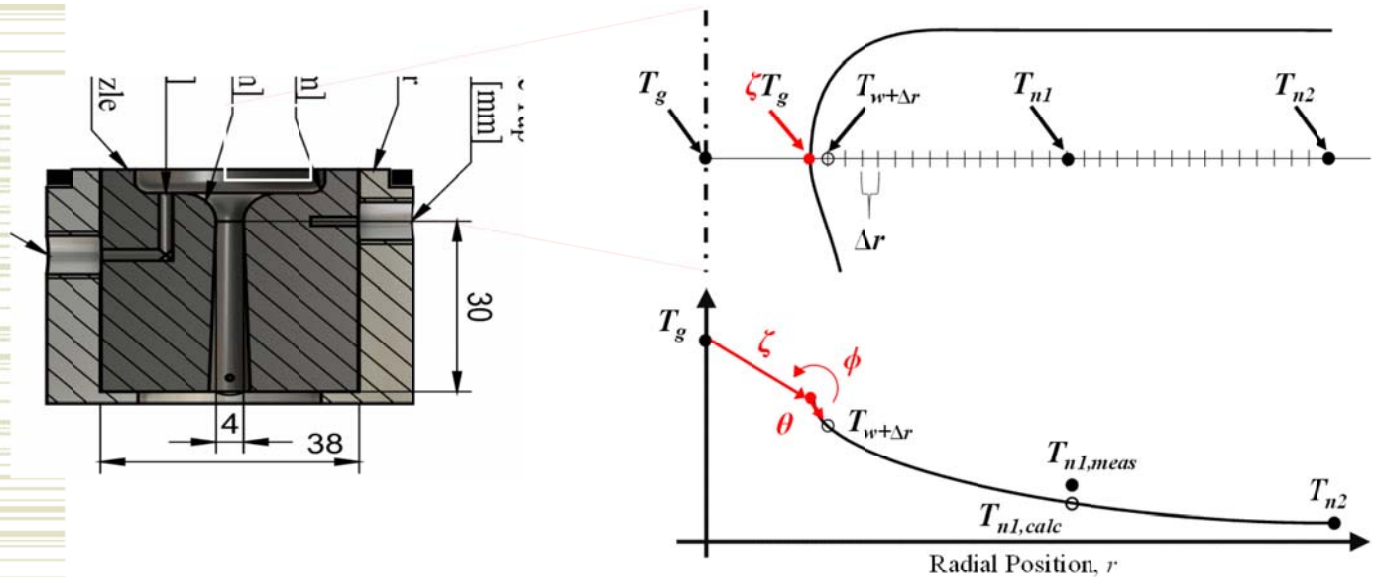
Fig. 9 Throat erosion rate for HTPB and different oxidizers at varying equivalence ratios.

数値計算により予測された
ノズル浸食率とOF比の関係

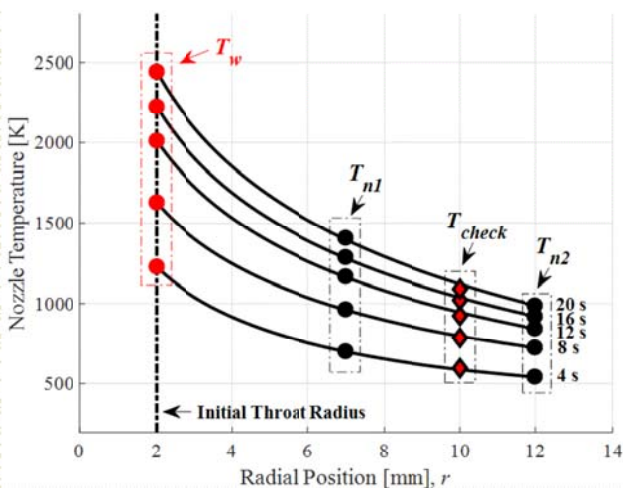
NTRT → TTRT



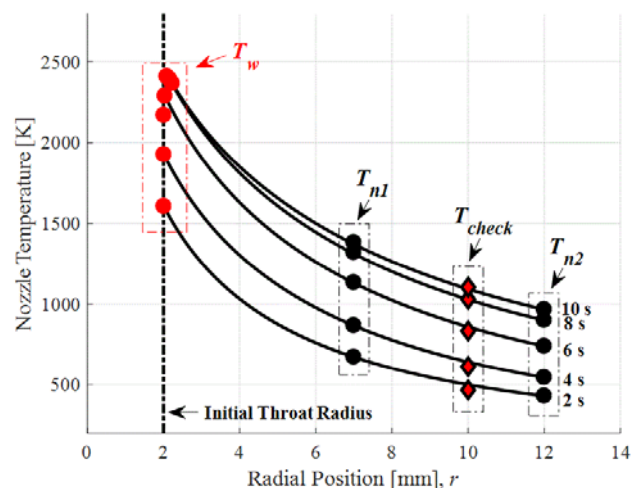
ノズル内部の温度履歴からノズル表面温度履歴を再現 (スロート温度再現法、TTRT)



TTRTにより再現されたスロート温度の履歴の例



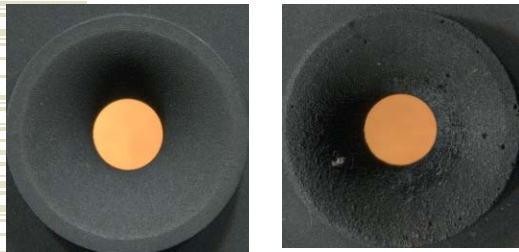
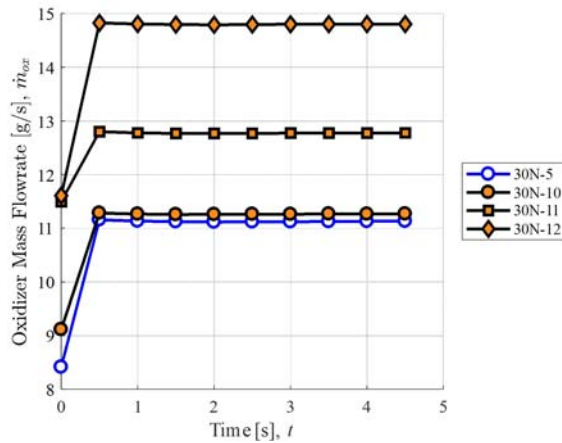
a) Test 30N-4 (20 of 20s); negligible erosion case



b) Test 30N-9 (10 of 24 s); 58% increase in radius

To be presented at the next JPC.

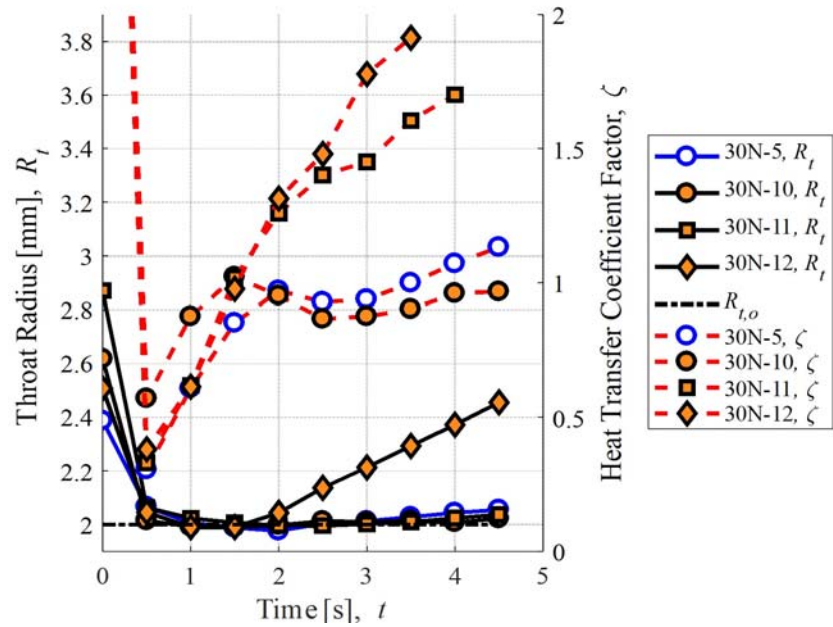
TTRTにより再現されたスロート熱伝達率の履歴



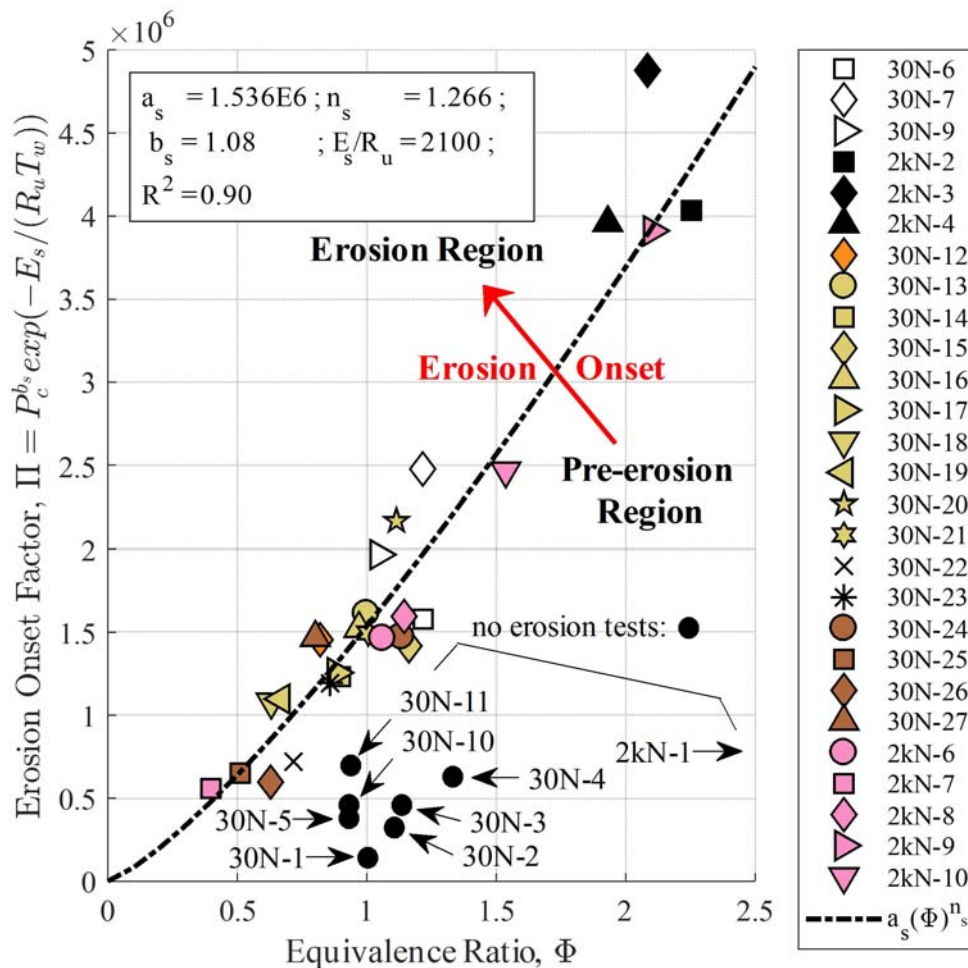
燃焼前

燃焼後

To be presented at the next JPC.



ノズル浸食 開始条件



To be presented at
the next JPC.

まとめ

- ◆ 燃焼室圧力、酸化剤流量、燃料総消費量
+再現法(RT-2) → OF比履歴(c^* 効率は一定)
- ◆ 入力データに推力を追加
+再現法(RT-3 or RT-4) → c^* 効率履歴(A_t は一定)
+ノズルスロート再現法(NTRT) → A_t の履歴(c^* 効率は一定)
- ◆ 入力データにノズル内部温度を追加
+スロート温度再現法(TTRT) → スロート表面温度の履歴
スロート熱伝達率の履歴
- ◆ ノズルスロート浸食機構を解明する強力なツールへ発展