

# 2B12 S-520-RD1飛行試験用スクラムジェット燃焼器のCFDによる性能予測

小寺正敏, 高橋政浩, 小林完, 富岡定毅  
宇宙航空研究開発機構 角田宇宙センター

2023/07/12-14

第55回流力講演会/第41回ANSS  
@国立オリンピック記念青少年総合センター



## アジェンダ

- 1. 背景
- 2. 目的
- 3. CFDによる燃焼器性能予測ツールの検証
  - 3.1 CFDツール概要
  - 3.2 飛行試験結果との比較 その1
  - 3.3 飛行試験後の地上試験結果による再調整
  - 3.4 飛行試験結果との比較 その2
  - 3.5 積分圧力推力による予測評価
- 4. まとめ



# 1. 背景

## • JAXAスクラムジェット地上試験設備

### – ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)

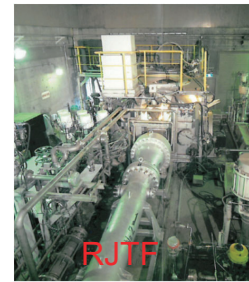
- マッハ4、6、8飛行条件模擬
- 高速気流 = 高エンタルピ流 ⇒ 空気加熱必要
- 加熱方式

- S: 蓄熱体加熱
- V:  $H_2/O_2$  燃焼加熱

### • 風洞依存要因

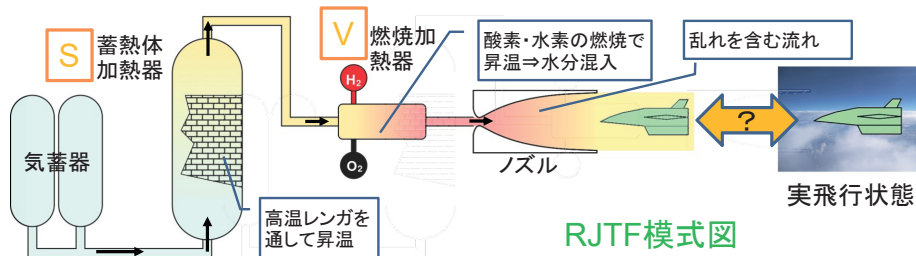
- ① 水蒸気混入 (V使用時)
- ② 主流乱れ

### • ⇒ 飛行状態と異なる可能性有



飛行マッハ数	4	6	8	
総温 [K]	900	1655	1580	2600
加熱方式	S	S	V	S+V

↓ M6S    ↓ M6V



# 2. 目的

## • RD1: 地上試験結果を補正して実飛行状態を予測するツールを構築する

### – アプローチ:

- Step1: 機体空力・燃焼に関し、風洞依存要因 (水蒸気・乱れ) の影響を調査する地上試験を実施
- Step2: 上記地上試験データを用いてCFDをベースとする予測ツールを構築
- Step3: 飛行試験を実施し、予測ツール結果と比較・検証

### – 本日の内容

- 燃焼器性能を予測するCFDツールの飛行試験データによる検証



## 3.1 CFDツール概要

- ①計算時間の抑制
  - RANSの採用
    - 岡山大の噴流混合に関するLES解析により、混合への影響小  
– ⇒主流乱れ考慮しない
  - 時間積分法の工夫
    - Diagonal Algorithm + sub-iteration
  - エチレン・空気反応機構の簡略化
    - 詳細機構(USC Mech II, 111種770反応)⇒Skeletal(20種96反応)
- ②水蒸気の影響を再現
  - 飛行試験前にM6S・M6V条件でRJTF試験実施
    - M6S: 水蒸気無し
    - M6V: 水蒸気含む
  - 上記試験結果と比較し、水蒸気有無の効果を表現できるCFDパラメータ・物理モデルを調整・決定
    - 乱流シュミット数
    - 乱流モデル
    - 乱流燃焼モデル



## 3.1 CFDツール概要

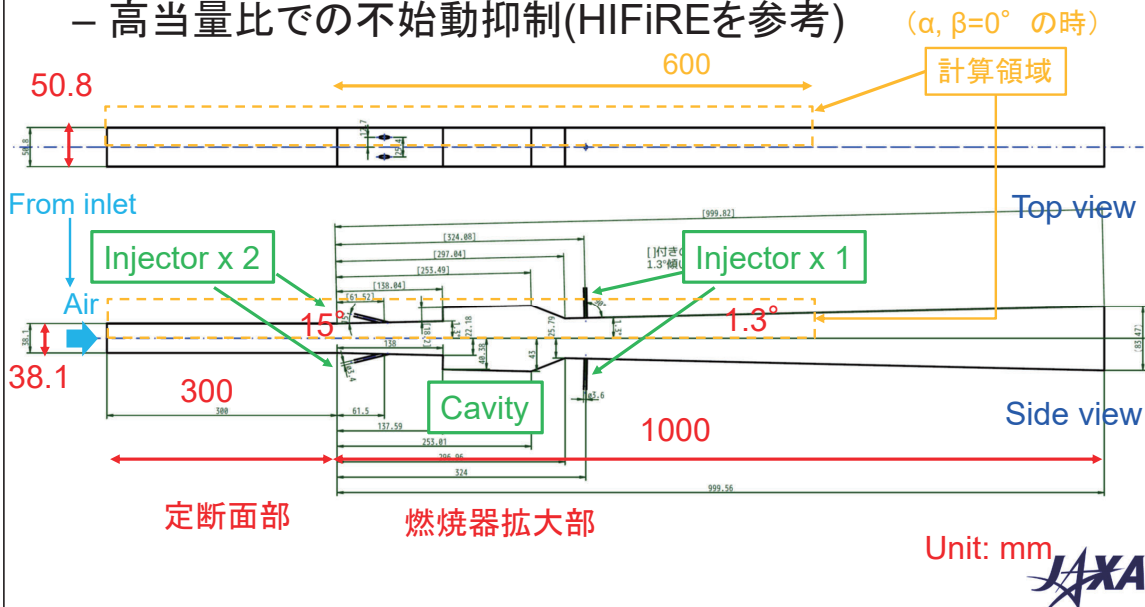
- (地上試験による調整後)

支配方程式	RANS+化学種保存
離散化	有限体積法
格子	非構造格子
非粘性流束スキーム	AUSM-DV (2nd order)
時間積分法	LU-SGS Implicit + Diagonal algorithm + Crank-Nicolson (2nd order in time)
時間刻み	Global time step ( $\Delta t=2 \times 10^{-8}$ s)
乱流シュミット数 ( $Sc_t$ ) 乱流プラントル数 ( $Pr_t$ )	0.9 0.9
乱流モデル	k- $\omega$ SST-V with compressibility correction
化学反応機構	C <sub>2</sub> H <sub>4</sub> /air reduced mechanism (20 species 96 reactions)
壁温 ( $T_w$ )	500K
乱流燃焼モデル	PaSR (Berglund et al.)



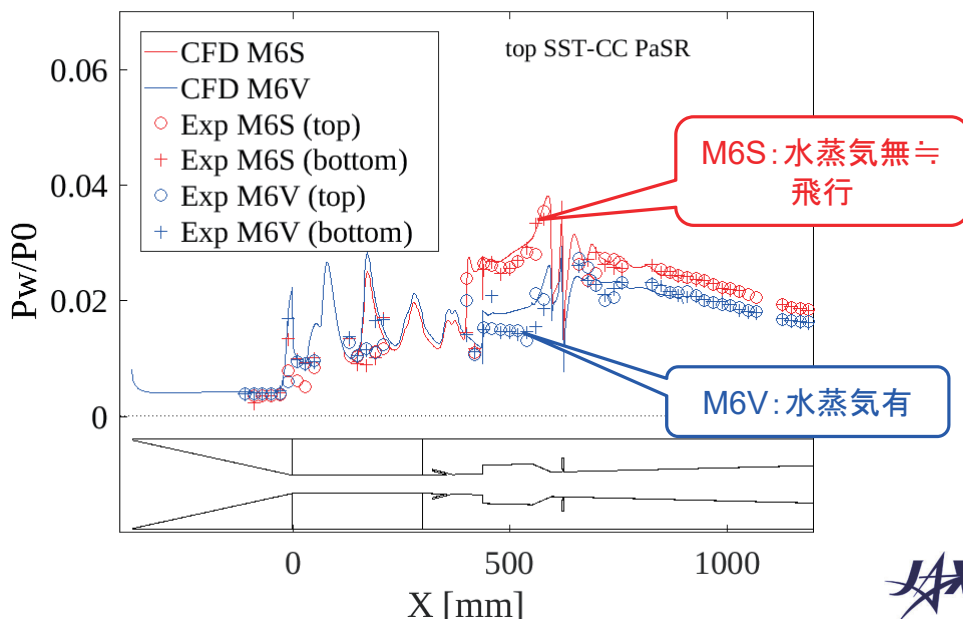
### 3.1 CFDツール概要

- 供試体燃焼器形状
  - 水蒸気の影響差が明瞭に確認できるようにQ1D解析、CFDで設計
  - 高当量比での不始動抑制(HIFiREを参考)



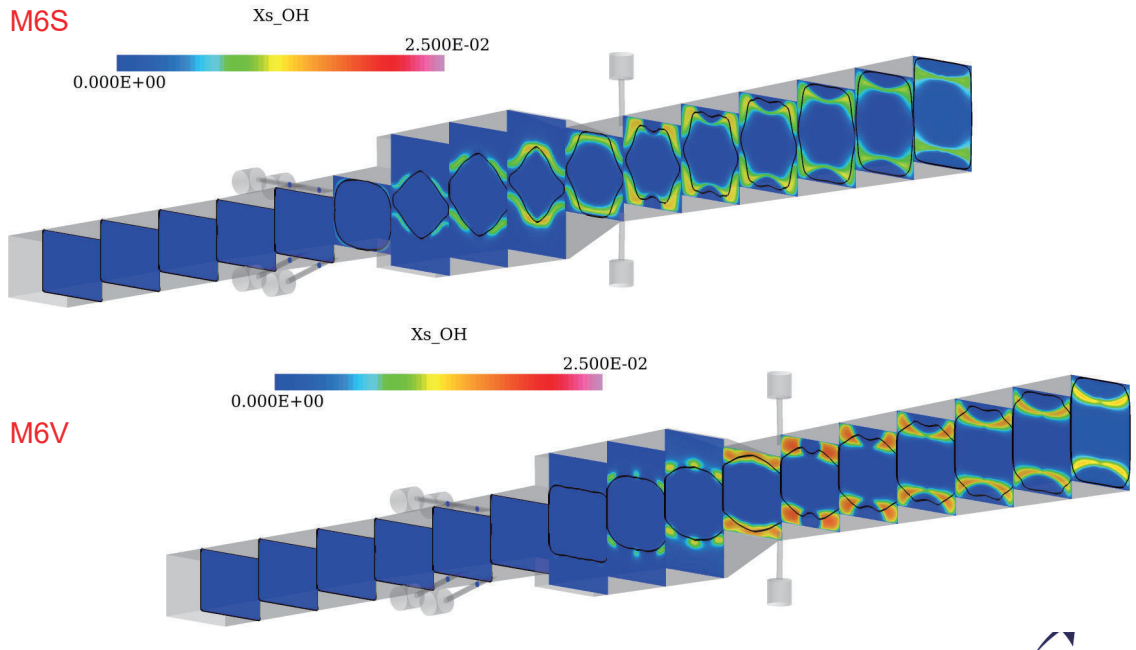
### 3.1 CFDツール概要

- RJTF試験との比較(飛行試験前)
  - 上面壁圧分布



### 3.1 CFDツール概要

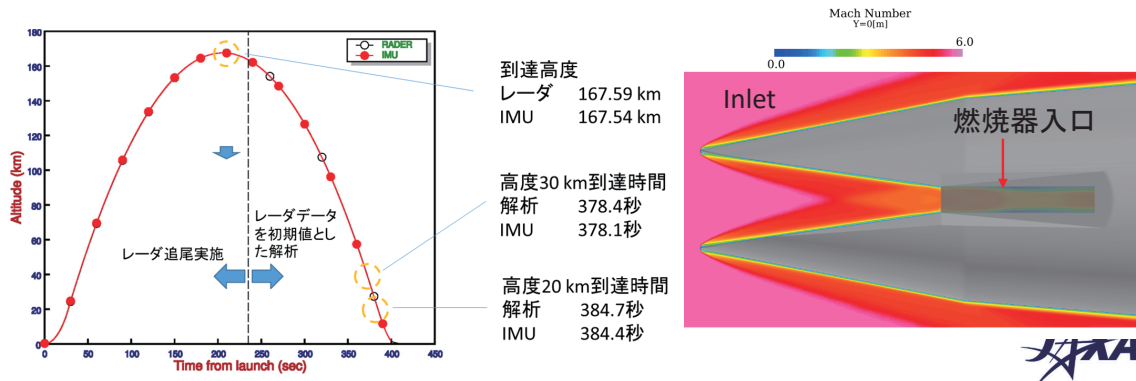
- CFD予測結果(飛行試験前)
  - OH分布



### 3.2 飛行試験結果との比較1

- 飛行条件

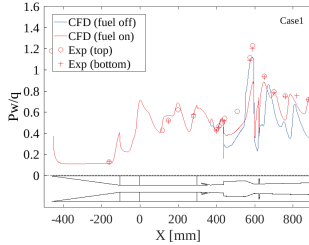
Case	$t$ [s]	$q$ [kPa]	$M$	$V$ [m/s]	$P$ [kPa]	$T$ [K]	$\dot{m}$ [g/s]	$\Phi$
Case1	379.7	41.7	5.71	1716.9	1.82	224.9	10.37	0.416
Case2	381.0	57.6	5.76	1716.5	2.48	221.0	11.53	0.333
Case3	382.7	90.8	5.81	1709.4	3.84	215.3	16.99	0.309
Case4	383.5	109.9	5.82	1701.8	4.63	212.6	18.80	0.281
Case5	384.9	156.9	5.84	1681.2	6.57	206.2	16.70	0.173



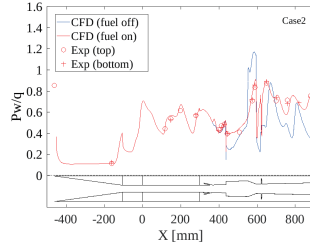
### 3.2 飛行試験結果との比較1

- 上面壁圧分布(動圧 $q$ で無次元化)  
 -  $\alpha=\beta=0^\circ$  を仮定

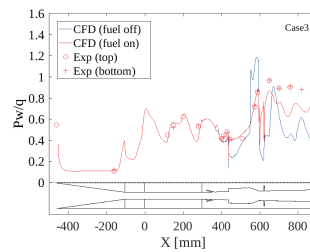
Case1 ( $q=41.7\text{kPa}$ )



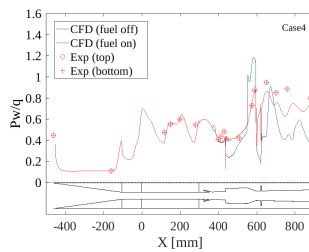
Case2 ( $q=57.6\text{kPa}$ )



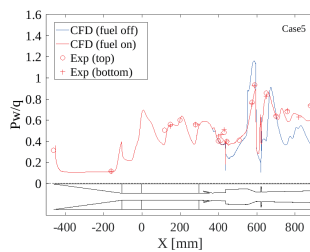
Case3 ( $q=90.8\text{kPa}$ )



Case4 ( $q=109.9\text{kPa}$ )



Case5 ( $q=156.9\text{kPa}$ )



- Case2は良く一致
- Case3、Case4の時、下流燃焼圧を過小評価

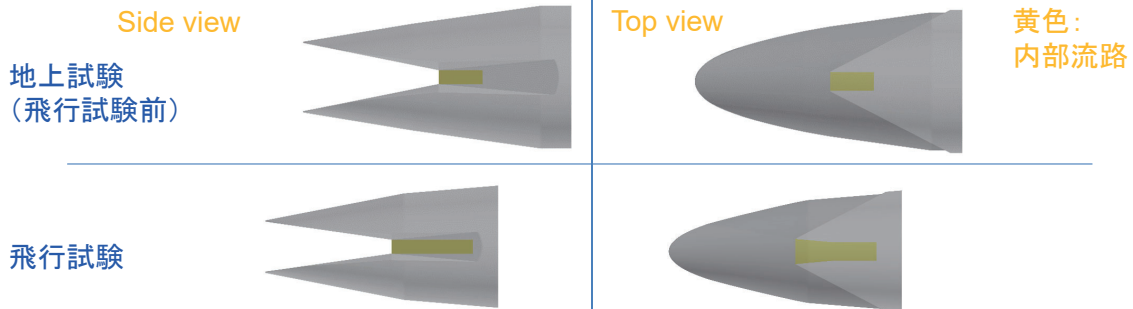


### 3.2 飛行試験結果との比較1

- 地上試験(飛行試験前) vs. 飛行試験

	Case	$q$ [kPa]	$M$	$V$ [m/s]	$P$ [kPa]	$T$ [K]	$\phi$
Ground	M6S	104.1	5.30	1620.7	5.30	232.0	0.30
Flight	Case3	90.8	5.81	1709.4	3.84	215.3	0.31
	Case4	109.9	5.82	1701.8	4.63	212.6	0.28

マッハ数、運動E異なる

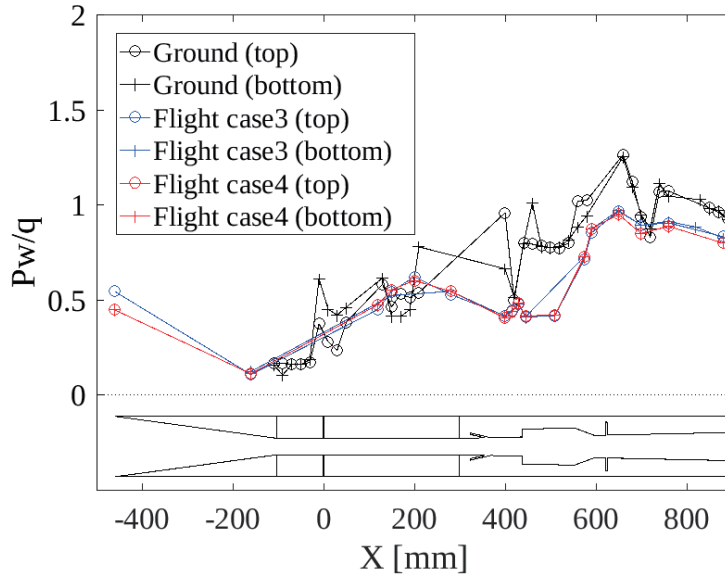


インレット異なる



### 3.2 飛行試験結果との比較1

- 地上試験(飛行試験前) vs. 飛行試験  
 - 上面圧力分布

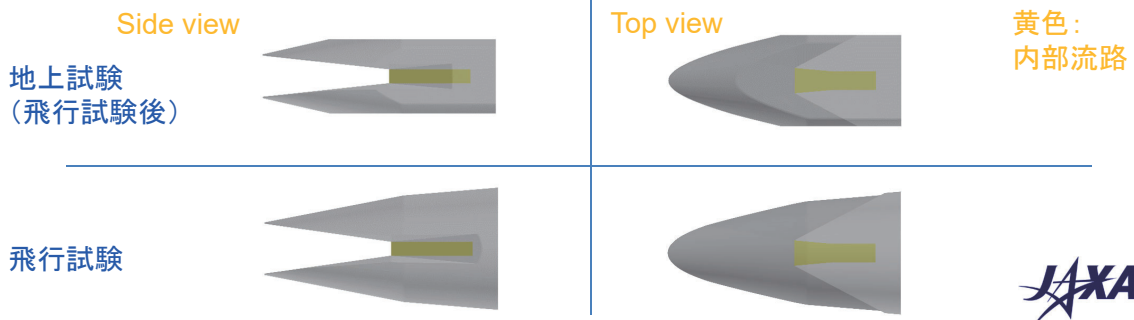


### 3.3 飛行試験後の地上試験結果による再調整

- 試験条件(M6V)の変更  
 - 総温を下げて気流運動エネルギーを飛行条件に合わせる

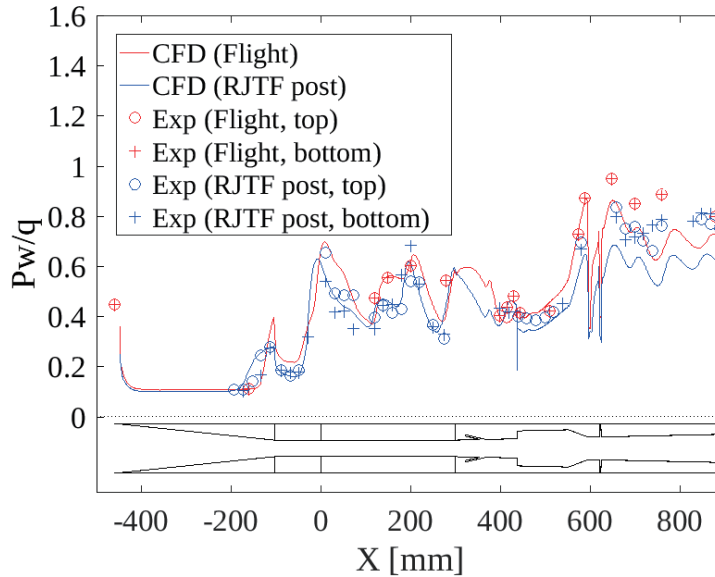
飛行	$P_0$ (MPa)	$T_0$ (K)	P(kPa)	T(K)	Mach	V(m/s)	$Y_{O_2}$	$Y_{N_2}$	$Y_{H_2O}$
後 (M6V-99)	4.43	1407	5.5	249	5.18	1676.2	0.250	0.649	0.101
前	4.52	1530	5.8	271	5.15	1746.5	0.251	0.635	0.114

- インレット形状の変更  
 - 上下面の圧縮を弱め、燃焼器入口マッハ数を飛行条件に合わせる



### 3.3 RJTF (飛行後) 結果による再調整

- 再調整前のCFDとの比較(動圧で無次元化)
  - Exp No. M6V-99:  $q=101.9\text{kPa}$ ,  $\Phi=0.29$   $\Rightarrow$  飛行試験 Case4
  - 上面壁圧分布



飛行試験と同様に、下流燃焼圧を過小評価



### 3.3 RJTF (飛行後) 結果による再調整

- Skeletal反応機構の影響

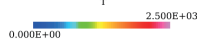
– 燃焼器拡大部2DCFD

Cavity良く燃えたことを仮定  
20種でも詳細反応と同等の結果

20種 温度分布



23種



34種

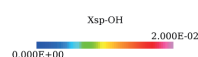
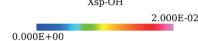
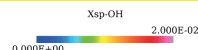


詳細反応機構

111種



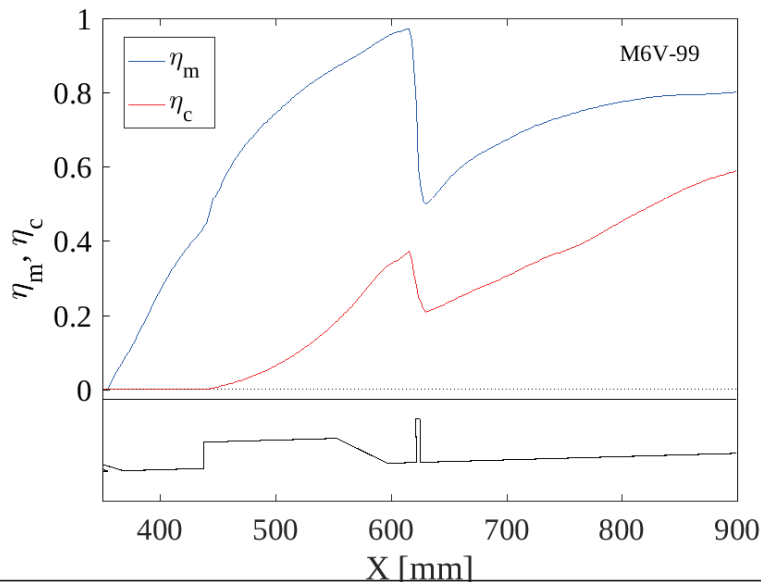
Xsp-OH 分布





### 3.3 RJTF (飛行後) 結果による再調整

- 再調整前のCFD結果 (飛行後RJTF条件)
  - 混合・燃焼効率
  - Cavityで良く燃えていない⇒反応機構に依存する可能性有



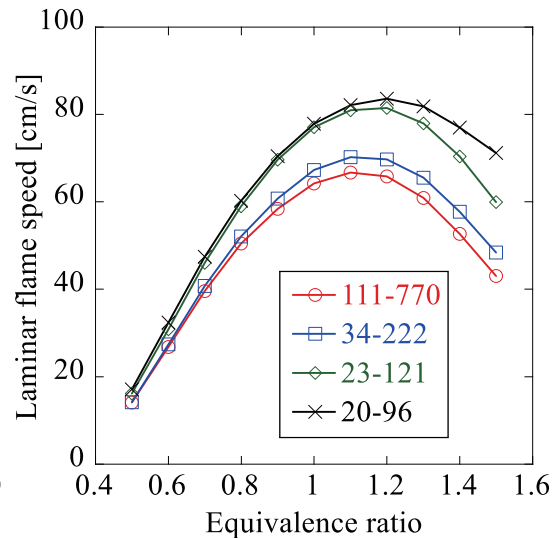
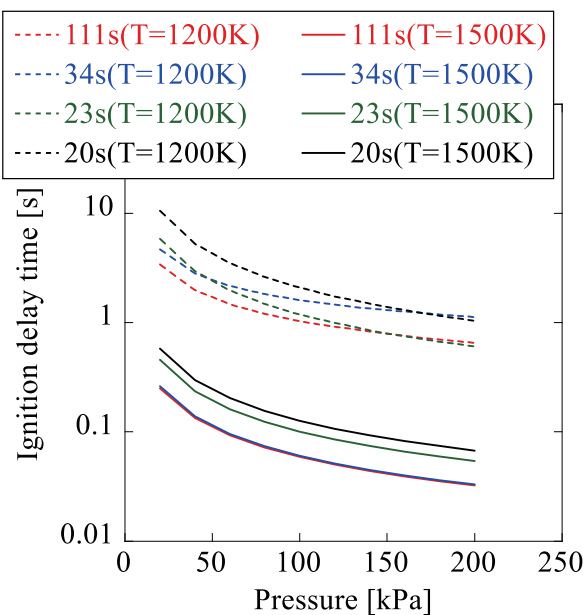
### 3.3 RJTF (飛行後) 結果による再調整

- Skeletal反応機構の影響
  - 基礎燃焼特性

111s or 111-770:  
詳細反応機構

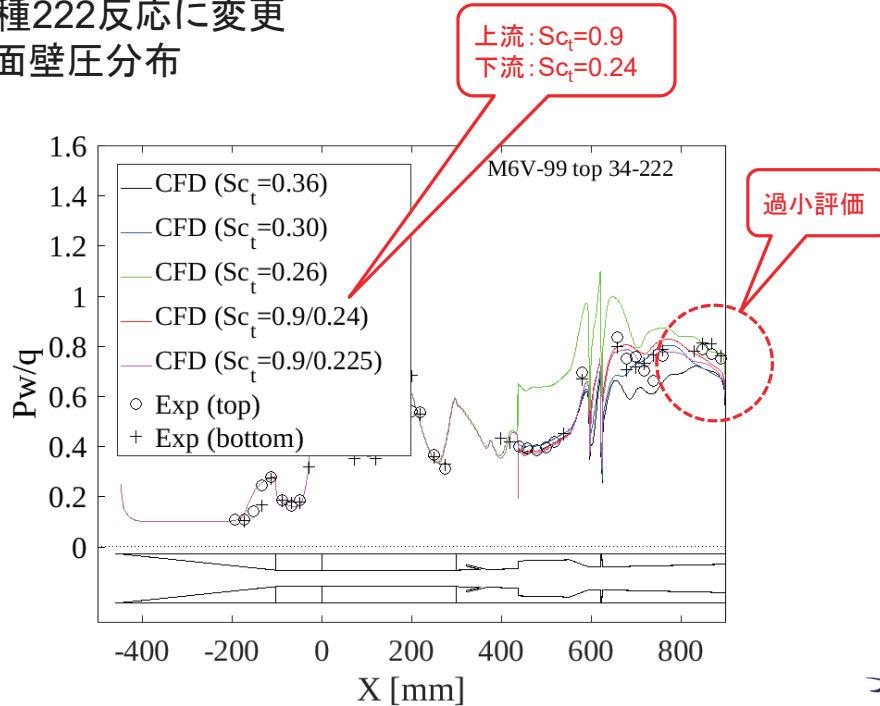
着火遅れ時間

層流火炎速度(p=1atm)



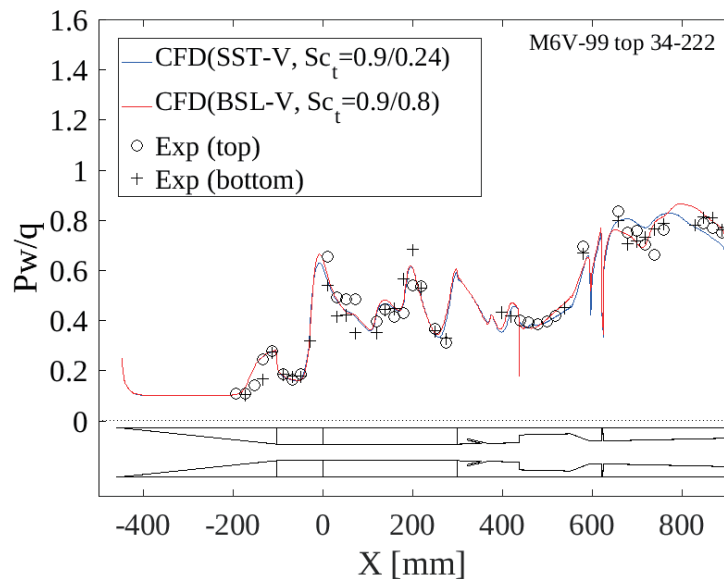
### 3.3 RJTF (飛行後) 結果による再調整

- $Sc_t$  の影響
  - 34種222反応に変更
  - 上面壁圧分布



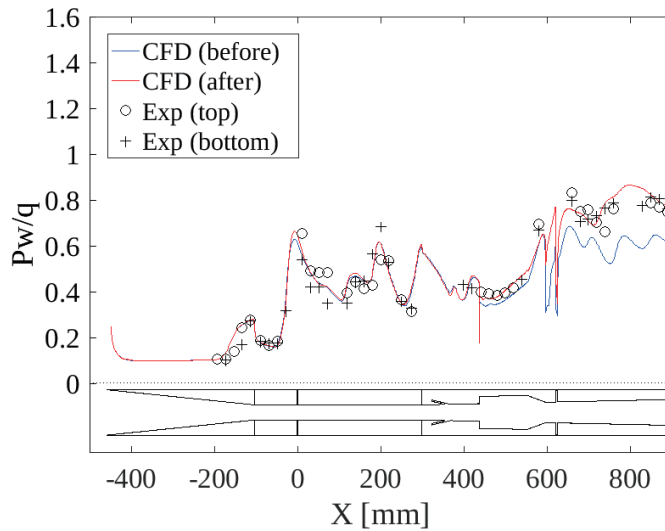
### 3.3 RJTF (飛行後) 結果による再調整

- 乱流モデルの影響
  - SST-V vs. BSL-V
  - 上面壁圧分布



### 3.3 RJTF(飛行後)結果による再調整

- 再調整前後のCFDの比較
  - 上面壁圧分布



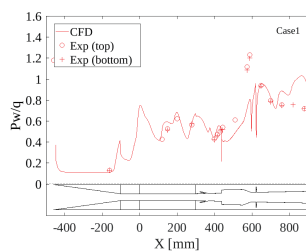
	再調整前	再調整後
乱流シュミット数	0.9	0.9/0.8
乱流モデル	SST-V-CC	BSL-V-CC
反応機構	20-96	34-222



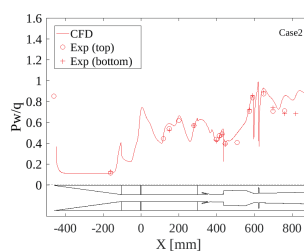
### 3.4 飛行試験結果との比較2

- 上面壁圧分布(動圧 $q$ で無次元化)
  - CFD再調整後

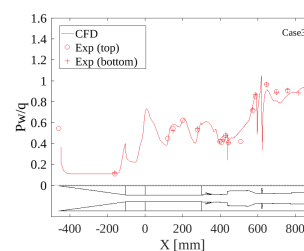
Case1 ( $q=41.7\text{kPa}$ )



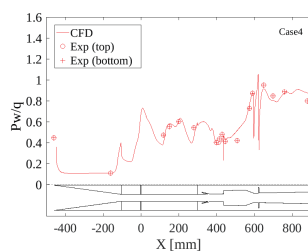
Case2 ( $q=57.6\text{kPa}$ )



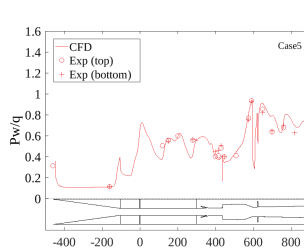
Case3 ( $q=90.8\text{kPa}$ )



Case4 ( $q=109.9\text{kPa}$ )



Case5 ( $q=156.9\text{kPa}$ )

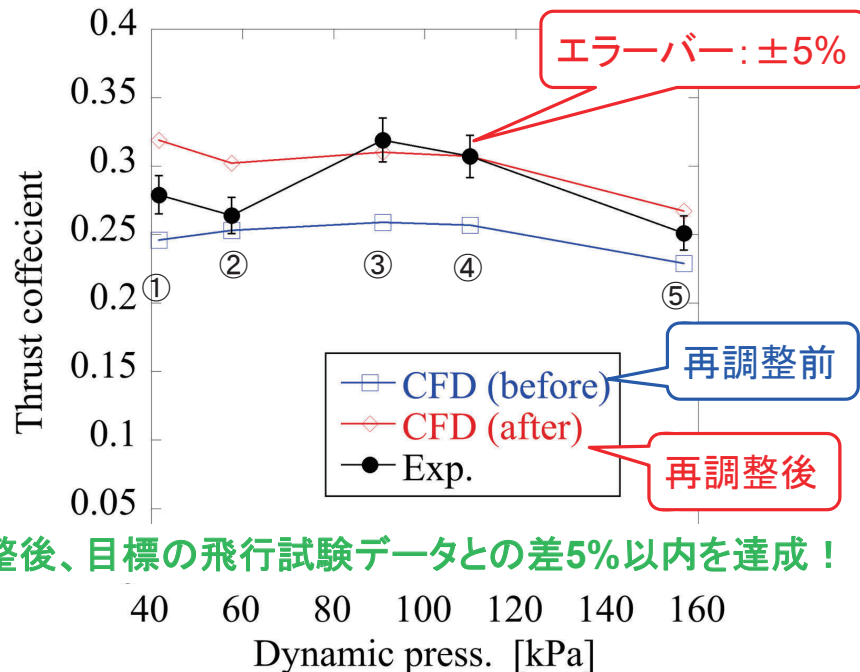


- Case3、Case4の一致度改善
- Case2は過大評価



### 3.5 積分圧力推力による予測評価

- 推力係数
  - $qA$ (動圧×燃焼器入口断面積)で無次元化



- 再調整後、目標の飛行試験データとの差5%以内を達成！



### 4. まとめ

- 超音速燃焼飛行試験供試体燃焼器の性能を予測するCFDツールを用いて、飛行試験データとの比較を実施
- 飛行試験前地上試験データでCFDを調整し、飛行試験条件で $\alpha=\beta=0^\circ$ を仮定して解析
  - $q=100\text{kPa}$ 付近で下流燃焼圧を過小評価
- 飛行試験後、飛行条件に近い条件で実施した地上試験データでCFDを再調整



- 目標であった、予測値と飛行試験値との差が±5%以下(積分圧力推力)を達成

