



## ロケットエンジン燃焼に関する LES 燃焼解析

東京大学 JAXA 社会連携講座シンポジウム  
2012年9月27日, 東京大学 浅野キャンパス  
武田先端知ビル5階 武田ホール

松山 新吾  
宇宙航空研究開発機構 研究開発本部

### はじめに



- 近年の著しい計算機能力の向上により, 詳細な乱流燃焼シミュレーションが可能になってきている
  - DNS : 数十億点規模, LES : 数億点規模
- ロケット燃焼についても, 同様に DNS / LES が行われ始めている
- 今後, ロケット燃焼器の開発において, 特に LES が重要なツールになるものと期待
  - 燃焼振動や不安定現象など, 非定常性が支配的な問題
- 本講演では, JAXA 研究開発本部 (ARD) においてこれまで実施した, 液体ロケット燃焼器に関する燃焼シミュレーションの事例を紹介する
  1. 超臨界圧  $\text{LO}_x/\text{GH}_2$  同軸噴流火炎の LES
  2. ロケット燃焼器内部における高周波燃焼振動の LES

## 1. 超臨界圧 $\text{LO}_x/\text{GH}_2$ 同軸軸噴流火炎のLES

2

### 背景

- LE-7A エンジンの燃焼室圧力は約120気圧, 超臨界圧力環境下で燃焼が生じる ( $P_{c,O_2}=50$ 気圧)
- 極低温状態(約100K)で噴射された液体酸化剤( $\text{LO}_x$ )を伴う燃焼
- ロケット燃焼シミュレーションの研究を開始した当初, JAXA/ARD には超臨界圧・極低温物性を扱うことが出来る燃焼コードが存在しなかったため, 超臨界圧燃焼コードを開発する必要があった
- 超臨界圧燃焼コードを開発し, LE-7A を想定した  $\text{LO}_x/\text{GH}_2$  火炎のシミュレーションを実現することを目標とした

3

## 研究の目的



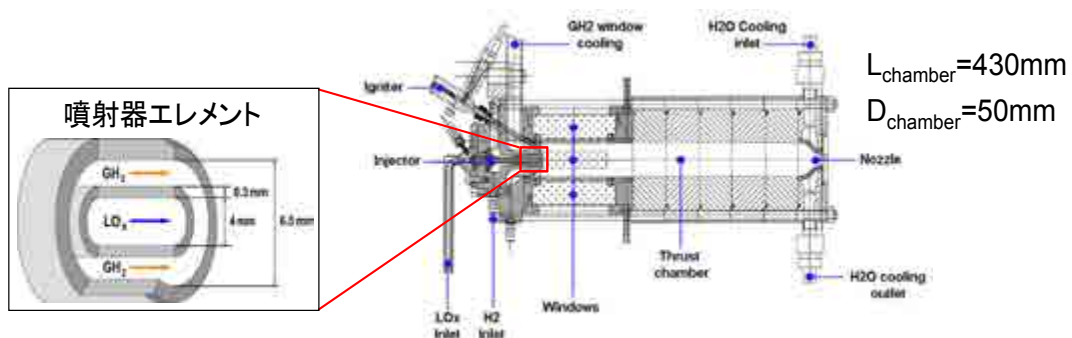
- Flamelet モデルを用いた LES により, 超臨界圧力における  $\text{LO}_x/\text{GH}_2$  同軸噴流火炎の燃焼シミュレーションを実現
- 燃焼試験データとの比較により, flamelet LES コードの予測精度を検証
  - DLR P8 燃焼器, 60気圧燃焼試験
  - Shadow graph
  - $\text{OH}^*$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  自発光イメージ
  - 大規模渦構造の長さスケール

4

## 解析の対象 (DLR P8燃焼器, 60気圧燃焼試験)



- 6MPa case of  $\text{LO}_x/\text{GH}_2$  combustion experiment by the P8 combustor at the DLR (Ivancic and Mayer, *J of Propulsion and Power*, 18, 2002, 247-253.)



燃料・酸化剤・パージガス 噴射条件

	$\text{LO}_x$	$\text{GH}_2$	$\text{GH}_2$ purge
Velocity [m/sec]	25	310	300
Temperature [K]	127	125	293
Density [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]	925	11.4	4.81
Reynolds no. [-]	$1.15 \times 10^6$	$2.86 \times 10^6$	$6.63 \times 10^5$
$P_{\text{chamber}}$ [MPa]	6.0 ( $P_{\text{c},\text{O}_2}$ =5.04MPa を超える)		

5

## 数値計算手法



- 支配方程式
  - 三次元 filtered Navier-Stokes 方程式 ( $\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E, \rho \zeta$ )
  - 超臨界圧力環境を仮定, 液体酸素 ( $\text{LO}_x$ ) は気相的に取り扱う
- SGSモデル: 標準 Smagorinsky モデル ( $C_s=0.2$ )
- 乱流シュミット数:  $Sc_t=0.4$ , 乱流プラントル数:  $Pr_t=0.7$
- 高圧・極低温状態における実在気体効果を考慮
  - 状態方程式: Soave-Redlich-Kwong 状態方程式 (SRK EoS)
  - 熱力学状態量 ( $C_p, H, S$ ): Departure function による評価
  - 輸送係数 ( $\mu, \kappa$ ): Chung et al. method
  - 輸送係数 ( $D_{ij}$ ): Chapman-Enskog theory + SRK EoS
- 対流流束: AUSM<sup>+</sup>-up スキーム (三次精度 MUSCL)
- 時間積分: 二段 Runge-Kutta 法
- 並列化: 領域分割 (MPI) + OpenMP, 288CPUs on JSS (Fujitsu FX1)

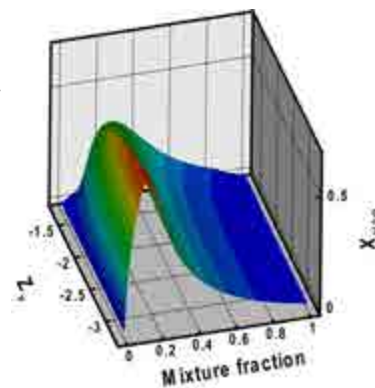
6

## 乱流燃焼モデル



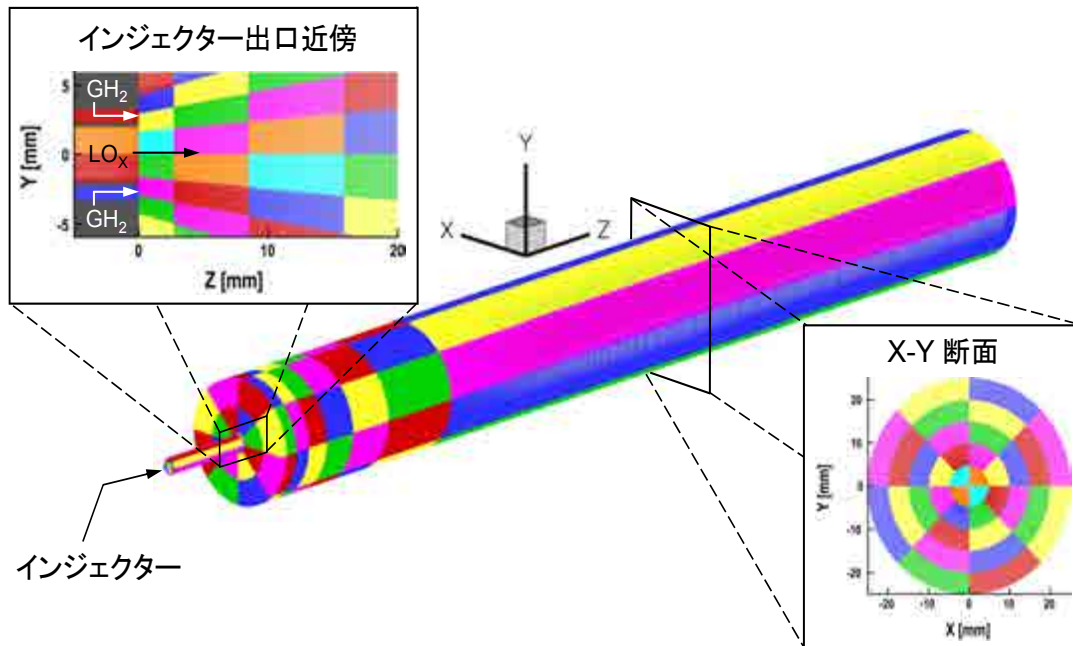
- Laminar flamelet モデル
- Flamelet テーブルを参照することにより乱流燃焼をモデル化
- 混合分率  $\zeta$ , スカラー散逸速度  $\chi$ , 混合分率のSGS変動  $\zeta_v$  の3変数
- CHEMKIN OPPDIF コードにより flamelet テーブルを構築
- Liらによる8化学種 ( $\text{H}_2, \text{O}_2, \text{OH}, \text{H}_2\text{O}, \text{H}, \text{O}, \text{HO}_2, \text{H}_2\text{O}_2$ ), 19反応モデル
- presumed  $\beta$ -shaped PDF により混合分率のSGS変動を考慮
- $\zeta_v = C\Delta^2|\nabla\zeta|^2, C=0.13$

Example of flamelet library  
(Mole fraction of  $\text{H}_2\text{O}$ )



7

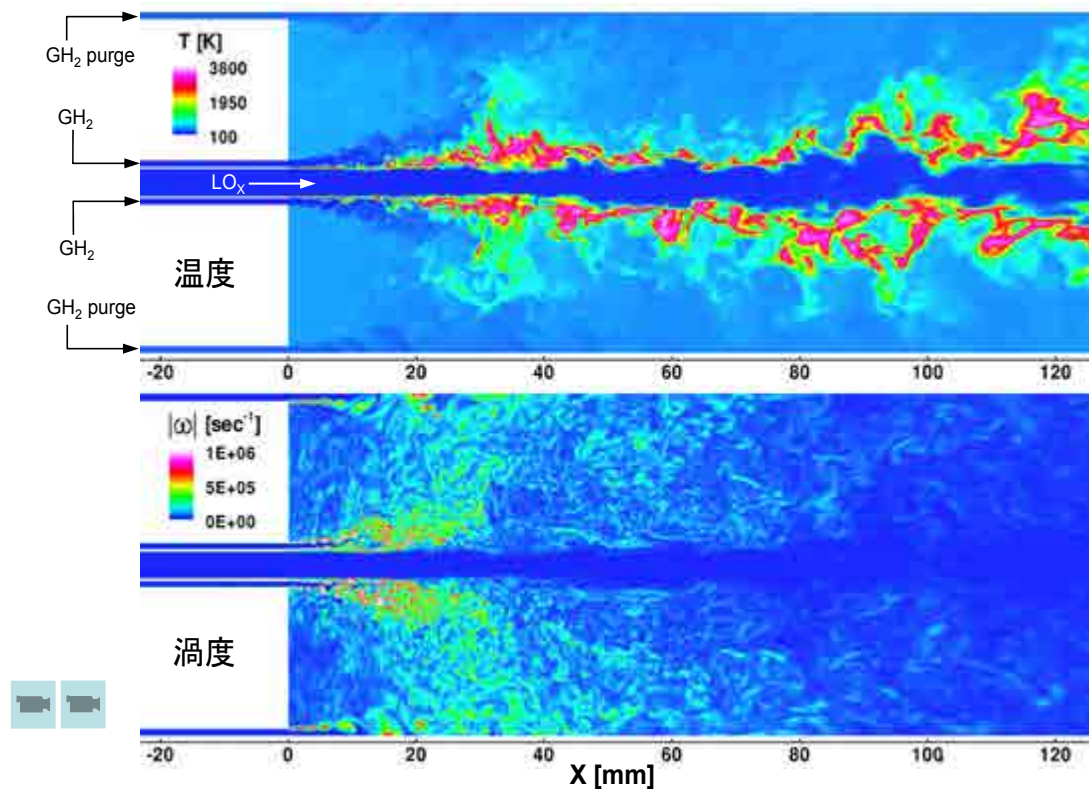
## 計算格子の例



- 総格子点数: 6100万セル (1056 × 160 × 320 + 1056 × 80 × 80)
- 最少格子幅: (軸方向) 50 $\mu$ m, (半径方向) 20 $\mu$ m, (周方向) 40 $\mu$ m

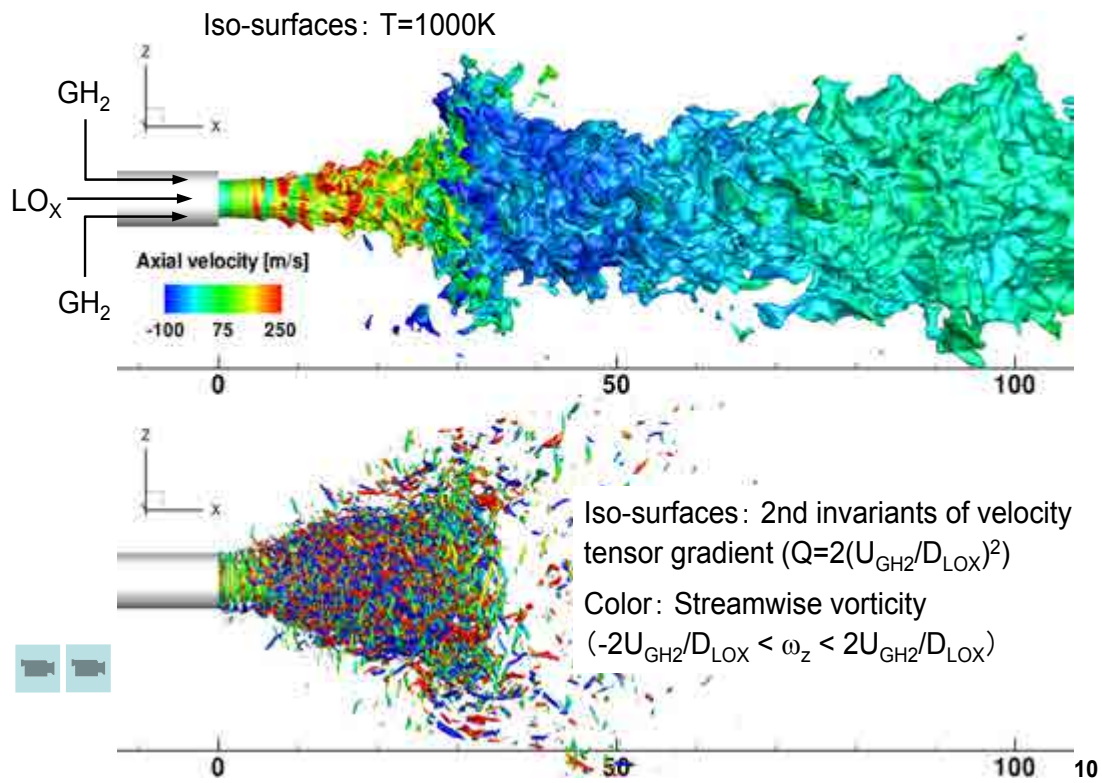
8

## 計算結果: 瞬時流れ場



9

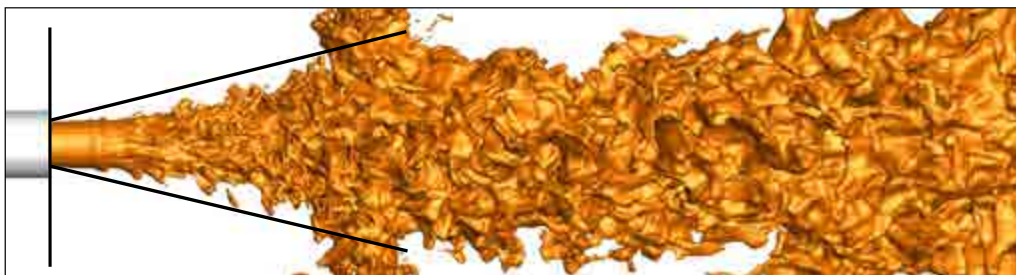
## 計算結果：流れ場の三次元構造



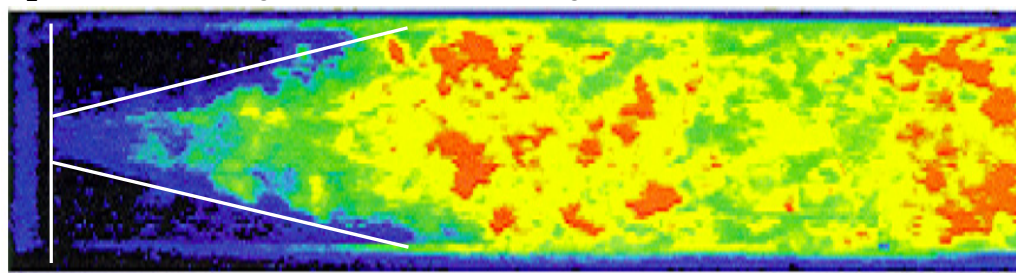
## 実験データとの比較：火炎形状



Present LES ( $X_{\text{H}_2\text{O}}=0.1$ )

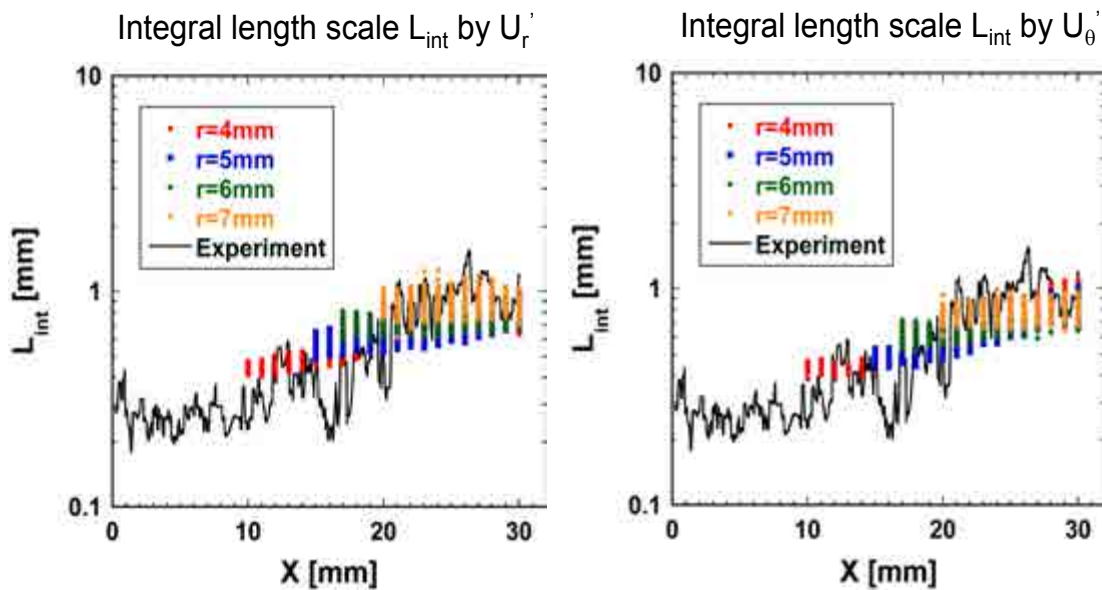


H<sub>2</sub>O emission image (instantaneous image, 100mm × 25mm)



\* B. Ivancic et al., AIAA Paper 99-2211.

## 実験データとの比較：長さスケール



- ✓ LESと実験データは良い一致を示す
- ✓ 半径方向と周方向の速度変動はほぼ同じ長さスケールを持つ

12

## まとめ: LO<sub>x</sub>/GH<sub>2</sub> 同軸噴流火炎のLES



- Flamelet モデルを用いた LES により, 超臨界圧力における LO<sub>x</sub>/GH<sub>2</sub> 同軸噴流火炎の燃焼シミュレーションを実現
  - DLR P8 燃焼器, 60気圧燃焼試験
- 実験データとの良い一致
  - Shadowgraph: 密度分布
  - H<sub>2</sub>O 自発光イメージ: 火炎形状
  - 大規模渦構造の長さスケール: 乱流構造

13

## 2. ロケット燃焼器内部における 高周波燃焼振動のLES

14

### 研究の背景

- ロケットエンジンの開発では、燃焼振動・燃焼不安定が常に大きな問題
- 高周波燃焼振動(数kHz)の発生は燃焼器の破損・焼損につながる
- 設計が進んだ段階で燃焼振動が発生した場合、設計変更・エンジン改修に時間とコストが費やされるため、設計の初期段階で発生の有無を評価することが重要
- 燃焼シミュレーションの中で燃焼振動を発生させることができれば、燃焼器内部のあらゆる情報を調べることが可能
- レイリーインデックス,  $\int_V \left\{ \frac{(\gamma_0 - 1)p'q'}{\gamma_0 p_0} \right\} dV$ 
  - 圧力変動と発熱率変動とのカップリングの指標, 燃焼振動の増幅項に相当
- 燃焼シミュレーションの結果を利用して、燃焼器内部のレイリーインデックスや、開口部からの流出による減衰などを評価, 圧力変動の増減との関係を明らかにする

15



## 研究の目的



- ロケット燃焼器を模擬した燃焼シミュレーションを実施, 高周波燃焼振動を発生させることを試みる
  - $H_2/O_2$  インジェクター, 大気圧燃焼試験
  - インジェクター偏心配置による火炎・圧力変動相互作用の促進
  - 加振による強い横方向モードの発生
- 燃焼シミュレーションの結果を利用してレイリーインデックスなどを評価, 火炎と圧力変動の相互作用メカニズムを理解する

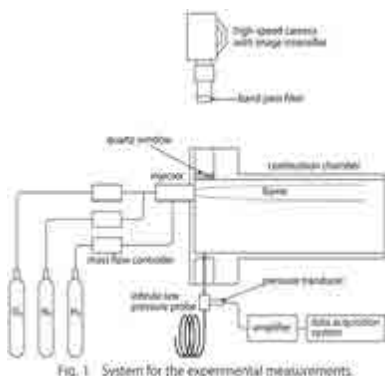
16

## 解析対象

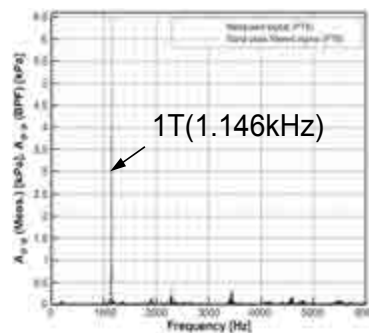


- 大気圧燃焼試験 (JAXA/ARD ジェットエンジン技術センターにおいて実施)
- $H_2/O_2$  同軸型インジェクターを偏心配置, 燃焼室出口を開放
- 火炎がインジェクターリム部から離脱するような条件において, 1Tモードの圧力変動 ( $\pm 3kPa$ ) が発生

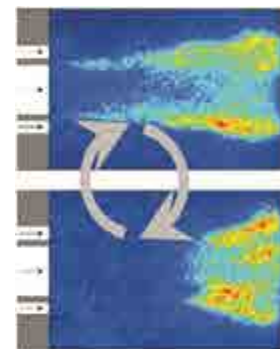
### 燃焼器の概要



### 圧力変動のFFTスペクトル



### OH自発光画像



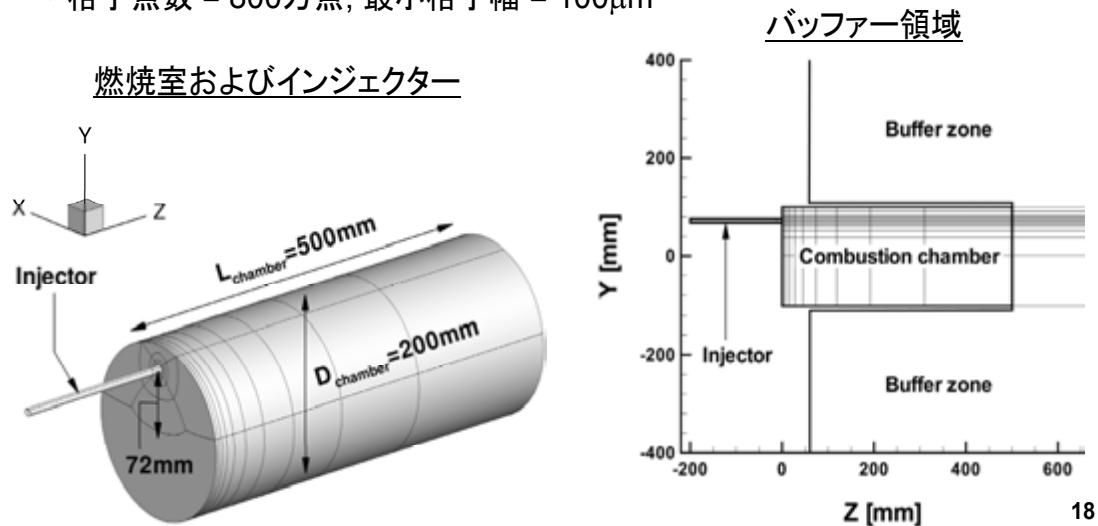
\* T. Shimizu et al., *AIAA Journal* 49(10), pp.2272-2281, 2011.

17

## 解析条件など



- 円筒形燃焼器 ( $L_{\text{chamber}}=500\text{mm}$ ,  $D_{\text{chamber}}=200\text{mm}$ )
- インジェクター流入部において  $\text{H}_2/\text{O}_2$  噴射流量・温度を固定
- 燃焼室出口は開放し, 巨大なバッファ領域を接続
- バッファ領域の外部境界を大気圧 (0.1MPa) に固定
- 格子点数 = 800万点, 最小格子幅 = 100 $\mu\text{m}$



## 数値計算手法



- 支配方程式: 三次元 filtered Navier-Stokes 方程式
- SGSモデル: 使用しない
- 詳細反応モデル:
  - 7化学種 ( $\text{H}_2$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{OH}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{H}$ ,  $\text{O}$ ,  $\text{HO}_2$ )
  - 13反応モデル (based on Li et al., *Int.J.Chem.Kinet.* 36, pp.1-10.)
- 熱力学的諸量: NASA Glenn データベース
- 輸送係数: CHEMKIN データベース
- 対流流束: AUSM<sup>+</sup>-up スキーム (五次精度 WENO)
- 時間積分: 三段 三次 Runge-Kutta 法
- 並列化: 領域分割 (MPI) + OpenMP, 289CPU

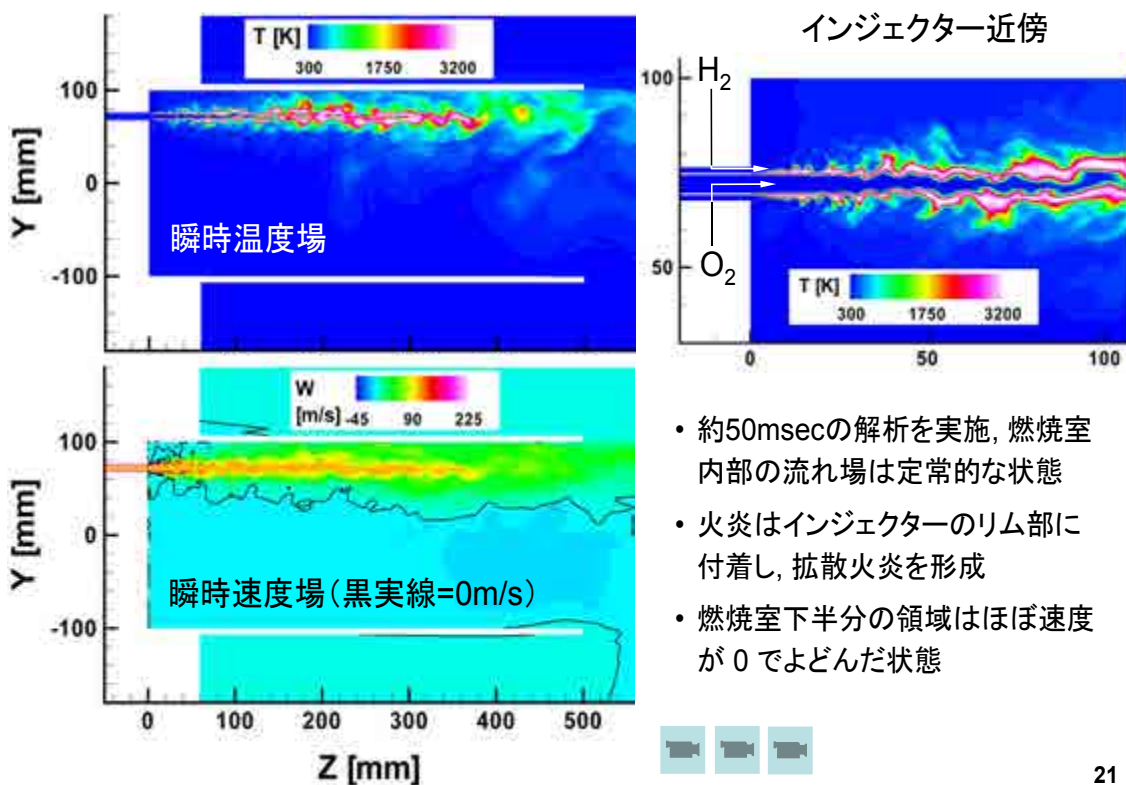
## 噴射条件



- 火炎がリムに付着するケース(付着火炎)
  - 燃料 : 100% H<sub>2</sub>, 酸化剤 : 100% O<sub>2</sub>
  - U<sub>H<sub>2</sub></sub>=190m/sec, U<sub>O<sub>2</sub></sub>=100m/sec, O/F=5.11
  - 燃焼試験では圧力変動が発生せず
  
- 火炎がリムから離脱するケース(離脱火炎, JEDI 堀 暖 氏による解析)
  - 燃料 : 100% H<sub>2</sub>, 酸化剤 : 53% O<sub>2</sub> + 47% N<sub>2</sub> (モル比)
  - U<sub>H<sub>2</sub></sub>=108m/sec, U<sub>O<sub>2</sub></sub>=168m/sec, O/F=8
  - 燃焼試験では 1T モードの圧力変動が発生

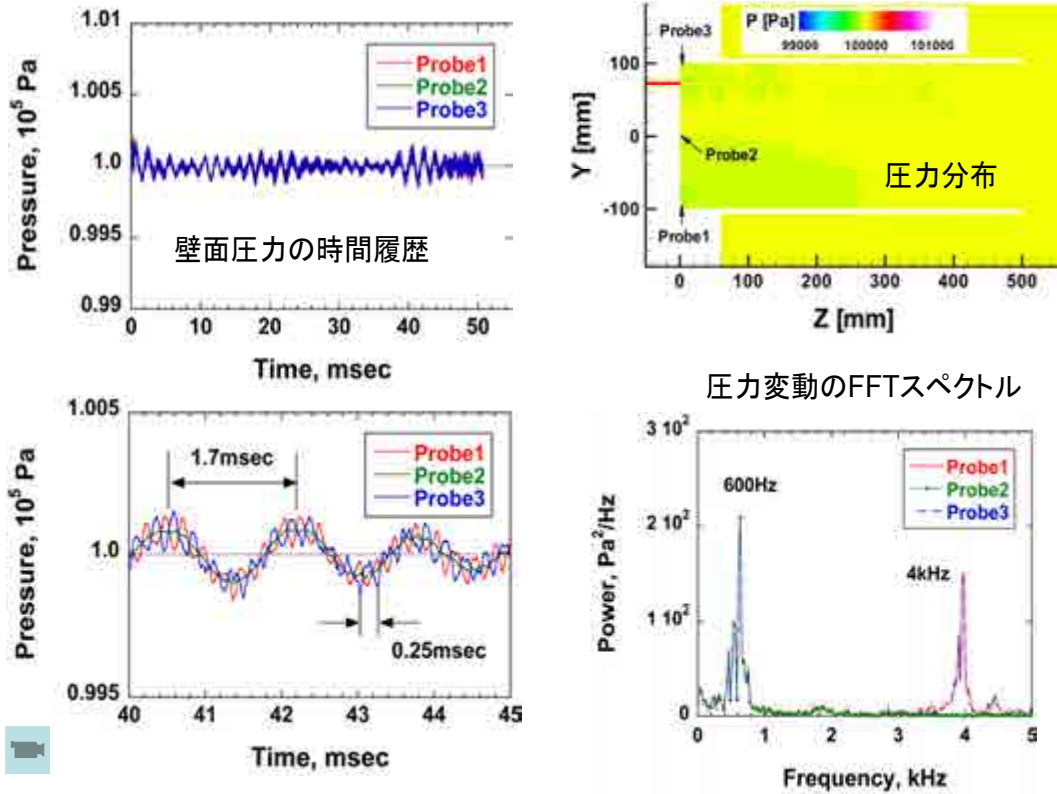
20

## 付着火炎: 燃焼場の概要



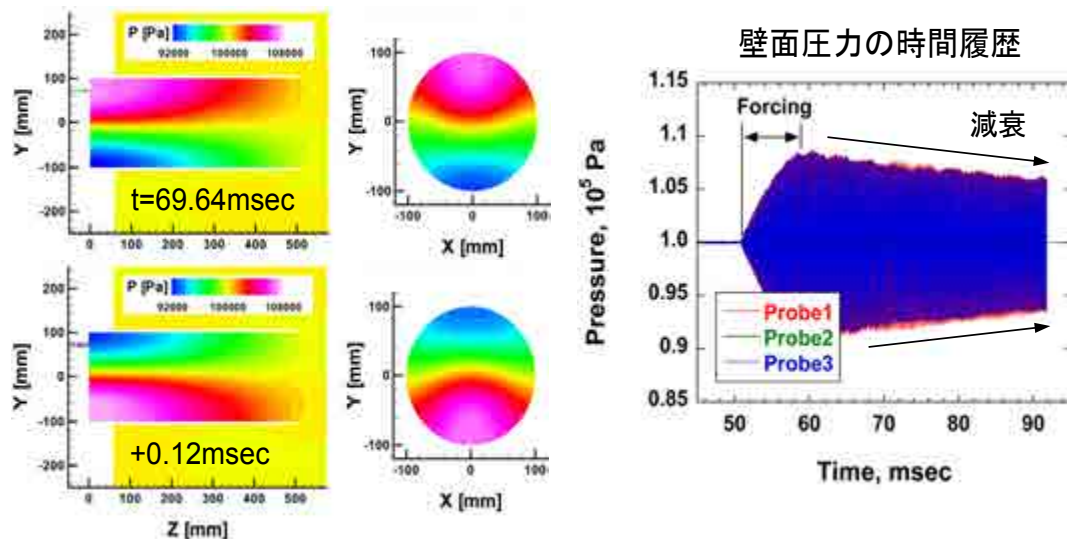
21

## 付着火炎：燃焼室内部の圧力場



22

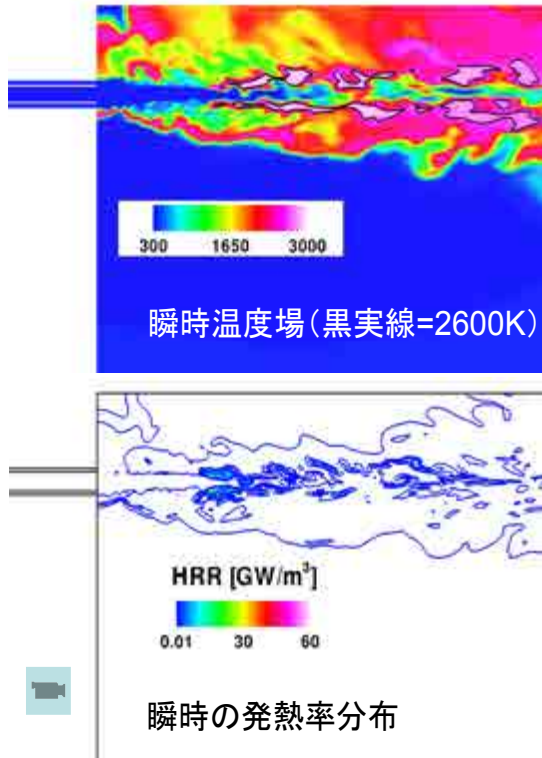
## 付着火炎：加振による横方向モードの発生



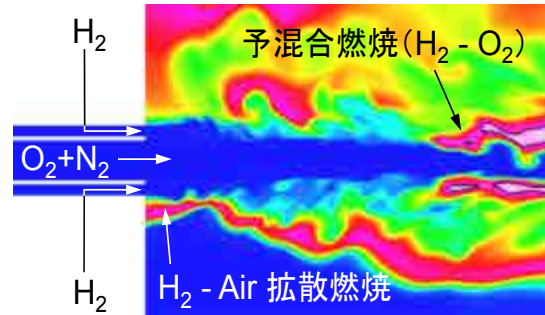
- 燃焼室壁面 ( $Y < 0$ mm) に沿って人工的なエネルギー生成項を付加し、加振を実施
- 加振によって、強い横モードの圧力変動 ( $\pm 8\%$ ) が発生
- 1T モードの圧力変動に相当、0.12msec (4kHzの半周期) で圧力分布が反転
- 加振を停止後、変動レベルは維持できずに減衰

23

## 離脱火炎: 燃焼場の概要



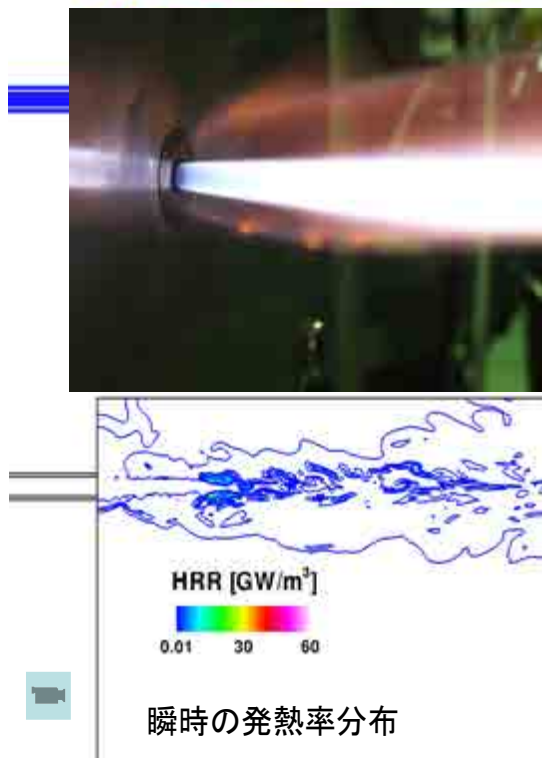
### インジェクター近傍



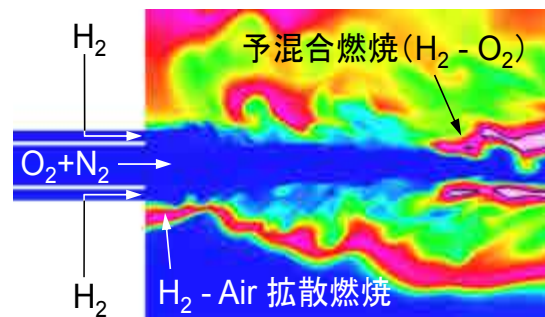
- 水素噴流の外側に拡散燃焼, リムから離脱した火炎は予混合燃焼
- 予混合燃焼による高い発熱率と大きな空間変動
- H<sub>2</sub> - Air 燃焼, T<sub>max</sub>=2400K
- H<sub>2</sub> - O<sub>2</sub> 燃焼, T<sub>max</sub>=3000K

24

## 離脱火炎: 燃焼場の概要



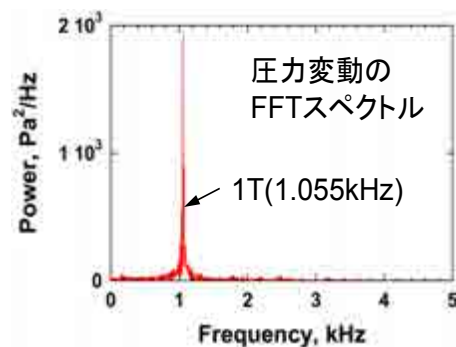
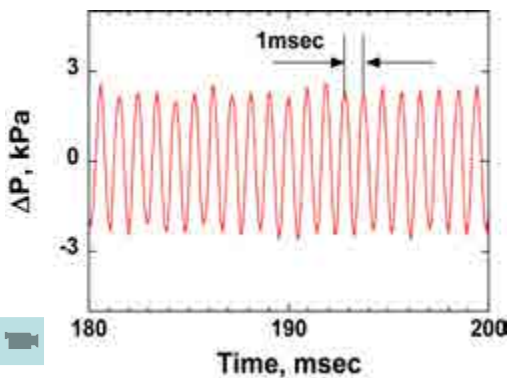
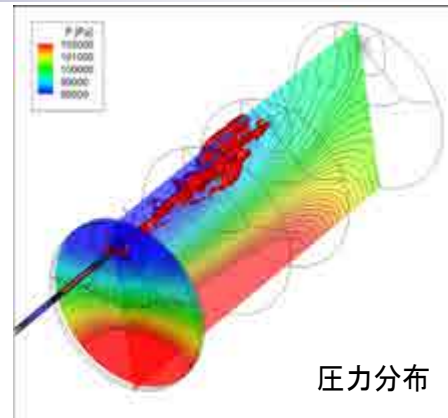
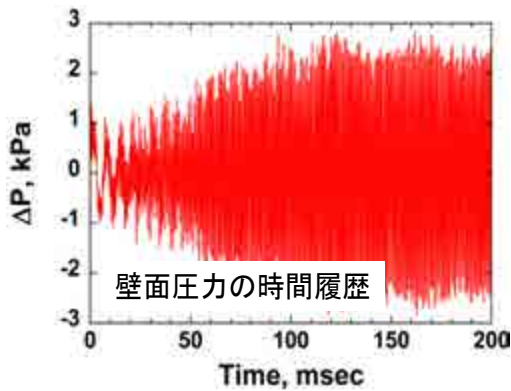
### インジェクター近傍



- 水素噴流の外側に拡散燃焼, リムから離脱した火炎は予混合燃焼
- 予混合燃焼による高い発熱率と大きな空間変動
- H<sub>2</sub> - Air 燃焼, T<sub>max</sub>=2400K
- H<sub>2</sub> - O<sub>2</sub> 燃焼, T<sub>max</sub>=3000K

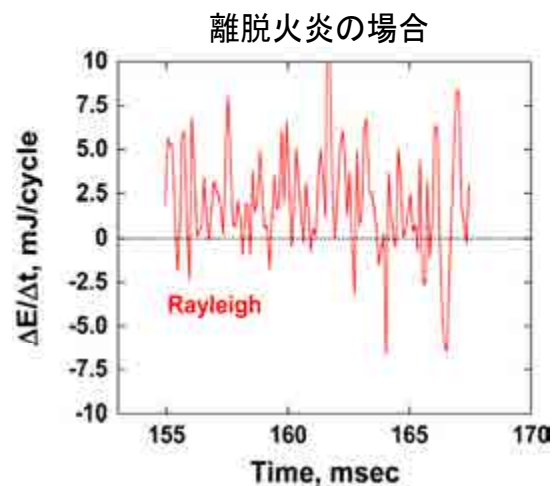
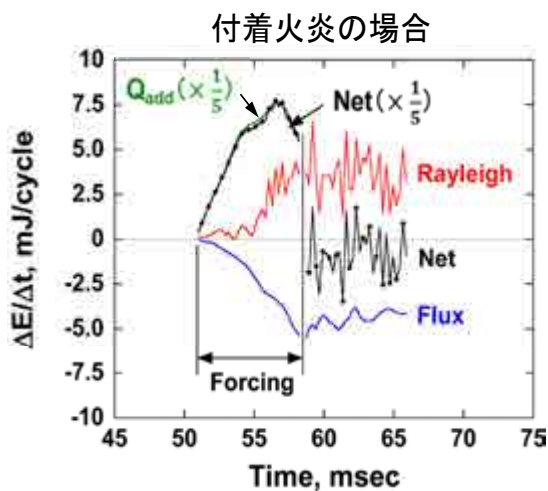
25

## 離脱火炎：燃焼室内部の圧力場



26

## 音響エネルギー収支の解析



- 付着火炎の場合,
  - 音響エネルギー増加のほとんどは加振で付加したエネルギー ( $Q_{add}$ ) による
  - 加振を実施しないと Rayleigh 項 ( $\int_{V_r} \frac{\gamma_0 - 1}{\gamma_0 P_0} p' q' dV dt$ ) は非常に小さく, 振動が自励的に発達する見込みは低い
  - 加振停止後, 燃焼室出口からの流出 (Flux,  $-\int_{S_s} p' u' \cdot n dS dt$ ) が大, 圧力変動は減衰

27

## まとめ: 高周波燃焼振動のLES



- ロケット燃焼器を模擬して燃焼シミュレーションを実施, 高周波燃焼振動を発生させることを試みた
- 噴射条件の違いにより, 異なる2つの燃焼形態(付着火炎と離脱火炎)
- 付着火炎の場合,
  - 拡散燃焼, 大きな圧力変動は発生しない
  - 加振により強い横方向モードを発生, 加振停止後, 圧力変動は減衰
  - Rayleigh 項が小さく, 圧力変動が自励的に発達する見込みは少ない
- 離脱火炎の場合,
  - 拡散燃焼( $H_2 - Air$ )と予混合燃焼( $H_2 - O_2$ )が混在
  - 1T モード(1kHz)に対応する圧力変動が自励的に発生
  - 予混合燃焼による発熱変動が比較的大きな Rayleigh 項を発生させる要因と思われる

28

## 課題, 将来の展望



- 超臨界圧  $LO_x/GH_2$  同軸噴流火炎のLES
  - 超臨界圧力における  $LO_x/GH_2$  火炎のシミュレーションを実現
  - 入手可能な燃焼試験データと良い一致, ただし, 限定的な比較であるため, 継続的なコードの検証が必要
  - 検証用データの不足, 高圧環境下での検証用データを取得するため, 計測技術の向上が必要
  - 解析コストの問題, 現状では1ケースに1ヶ月, 次期スパコンが導入されると3日で1ケースの解析が期待できる
- 高周波燃焼振動のLES
  - LES 燃焼解析により燃焼振動をとらえることは可能, ただし, 適切な乱流モデル・燃焼モデルの選択が重要
  - 付着火炎(拡散火炎)に対しても, 自励的に振動が発達する条件を模索
  - 燃焼シミュレーションデータの解析から, 圧力変動の増幅・減衰メカニズムを把握できるものと期待

29