

# ロケットエンジン燃焼器安定性解析に向けた予備的燃焼解析

溝渕 泰寛<sup>1</sup>, 清水太郎<sup>1</sup>, 内藤大貴<sup>2\*</sup>  
<sup>1</sup>宇宙航空研究開発機構, <sup>2</sup>ヴァイナス

## Preliminary Combustion Analysis toward Stability Estimation of Rocket Engine Combustor

by  
 Yasuhiro Mizobuchi, Taro Shimizu (JAXA) and Taiki Naito(VINAS)

### ABSTRACT

A combustion flow in a model combustor equipped with a single injector located at a non-center position of the face plate is numerically simulated to investigate the combustion oscillation driving term, so called 'Rayleigh Index term' which plays a key role when we estimate the combustion stability of rocket engine combustors. The simulation reproduces the unsteady but stabilized flame behavior and reveals the flame stabilization mechanism. The critical combustion oscillation mode, T-mode, is numerically captured and the Rayleigh Index term resulting from the T-mode oscillation is evaluated. An attempt of the response analysis of acoustic/flame interaction is made by forcing pressure fluctuations to show its possibility and availability toward the construction of the combustion stability estimation tool.

### 1. はじめに

ロケットエンジン燃焼器開発において、燃焼振動の発生は、しばしば供試体の壊滅的破損を招き、開発期間およびコストの大幅な増大を引き起こす危険要因である。例えば、米国サターンVロケットの初段エンジンF-1の開発においては燃焼振動が大きな問題となり、3200回もの実スケール試験が必要となった[1]。このような開発期間およびコストの肥大化を防ぐために、設計上流で、燃焼振動発生の有無、安定性マージン、不安定に陥った場合の振動モードおよび強度を予測できるツールの開発が望まれている。

従来の燃焼振動の評価はHeidmann-Feilerの手法[2]のように実験結果に基づく経験式に依るしかなかったが、近年、理論的な音響理論に基づく手法が現れてきた[3]。前者は蓄積された試験データやノウハウに基づく手法であるため、米露と比すとそれらの取得機会が多いとは言えない我が国にとっては後者のアプローチがより効果的と考えられる。

宇宙航空研究開発機構(JAXA)でも、燃焼振動の安定マージン、発生する振動モードと振幅の予測を可能とする燃焼安定性評価ツールの構築に取り組んでおり、そのアプローチの1つとして燃焼器内の音響エネルギーの時間発展を追従する方法が研究されている。流体の方程式から導かれた音響エネルギーの時間発展方程式を扱う手法であり、音響エネルギーの増減にかかわる要素一つ一つを見積もることにより、燃焼器内の音響エネルギーの発展を評価する[4]。その主たる項のみを(1)式に示す。左辺が音響エネルギーの時間発展項、右辺第1項が音響エネルギーを増幅する項として古くからこ

の分野で使われてきたRayleigh Index [5]の項、第2項は音響エネルギーが境界から流出することによる減衰項である。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \left\{ \frac{p'^2}{2\rho c^2} + \frac{\rho \mathbf{u}'^2}{2} \right\} dV = \int_V \frac{p' \dot{q}'}{C_p \rho T} dV - \int_S p' \mathbf{u}' \cdot d\mathbf{S} \quad (1)$$

増幅、減衰の各要素を見積もることにより音響エネルギーの時間発展が評価できることになるが、特に増幅項であるRayleigh Indexの項については、CFDを用いた音響/火炎応答解析により音響変動を与えた時に火炎が発する発熱がどのように変化するかを評価する予定である。

この評価ツール構築に必要なデータ取得を目的とし、JAXAでは常圧条件において燃焼振動を積極的に発生させる試験を実施した。円筒形燃焼器に1本の二重円管インジェクタをその中心からずれた位置に設置した燃焼器試験(図1)により、ロケットエンジン燃焼器設計において最も危険な振動モードといわれているT(Tangential)モードの燃焼振動を発生させることに成功した[6]。Tモードの振動とは燃焼器噴射面に平行な面内での圧力振動であり、通常数千Hzの高周波振動となるため、一旦発生すると燃焼器の破壊に至る危険性が高い。なお、Tモードの燃焼振動はインジェクタを偏心させた場合にのみ発生し、燃焼器中心に設置した場合には発生しなかった。

また、同試験においては火炎がインジェクタに付着する条件では燃焼振動が起らず、火炎がインジェクタから離脱(図2)するか離脱/付着を繰り返す場合にのみ燃焼振動が

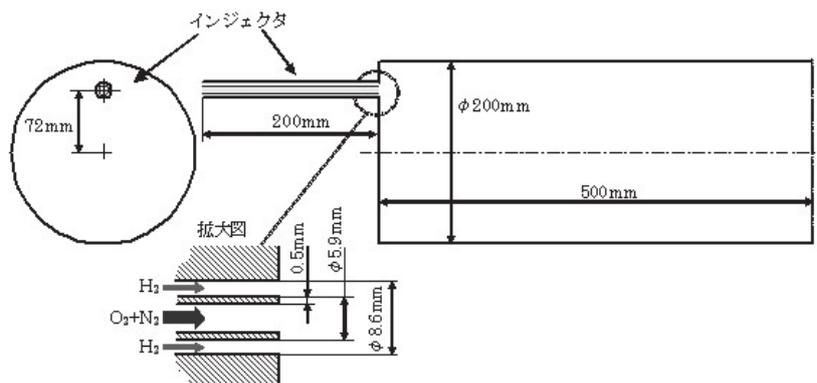


図1：偏心インジェクタ燃焼器。

\* 現所属 NUMECA ジャパン



3. 計算結果

3. 1. 保炎機構

図 4 に、ある瞬間における火炎構造を示す。インジェクタ中心を含む平面内の諸量の分布を等値線で表している。図 4c) は OH の質量分率分布であるが、実験で観察された OH 自発光画像(図 2)と同じくインジェクタから離脱した位置から急激に OH が発生していることがわかる。なお、本計算では計算の初期にインジェクタ近くを加熱することにより燃焼反応を開始させたため、計算初期にはインジェクタ付近に大きな OH 質量分率が観察されたが、時間が進むにつれ大きな OH 質量分率分布はインジェクタから離脱していった。

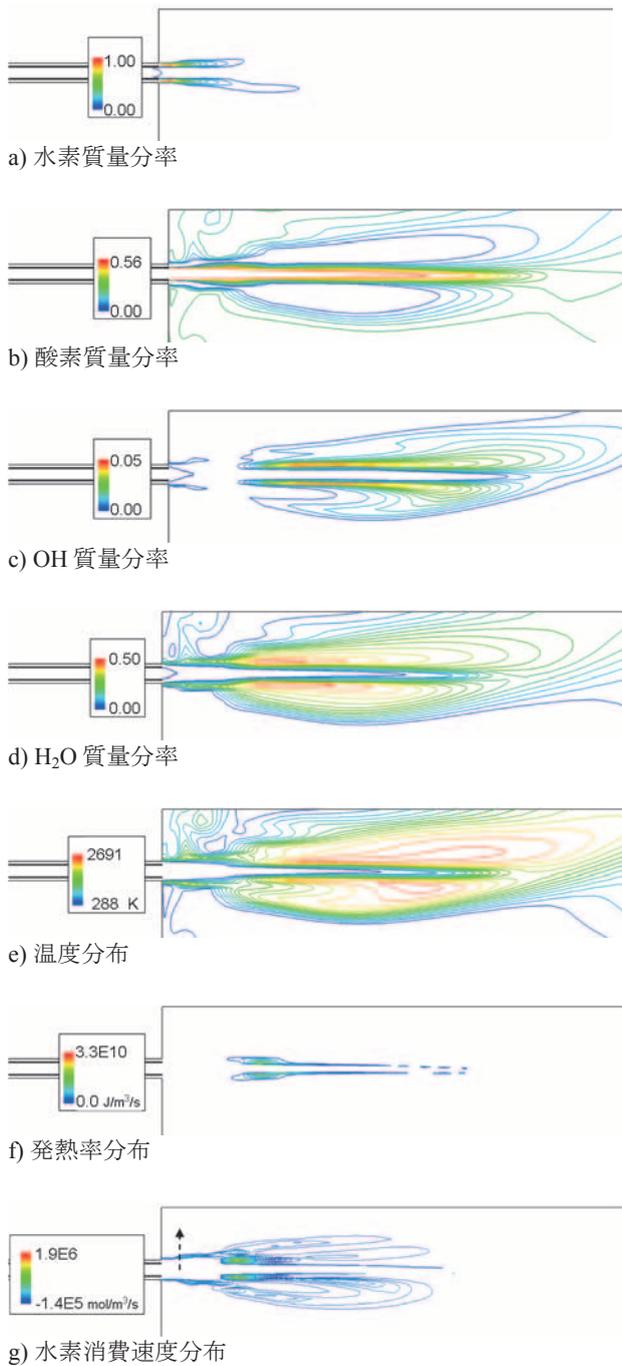


図 4 : 火炎構造(インジェクタ中心を含む平面内).

一方、d)の H<sub>2</sub>O の質量分率を見るとインジェクタ付近にも H<sub>2</sub>O が生成されていることがわかる。これは g)の水素消費速度分布から分かるように水素噴流の外側で比較的弱い燃焼反応が起こっているためである。図 5 に図 4g)中の矢印に沿った水素、酸素の質量分率および燃料消費速度分布を示す。インジェクタ内側から噴射されている酸化剤と水素の反応による燃料消費はなく、水素噴流と燃焼器に充填している空気中の酸素との反応により燃料消費が発生していることが分かる。すなわち燃焼器噴射面に付着した弱い拡散火炎は燃焼器外側から循環してきた空気と噴射された水素の反応による火炎である。図 4 c)-g)を見ると主たる反応は、この弱い拡散火炎の後方から開始しているように見える。すなわち噴射面に付着した拡散火炎の高温ガスから熱や反応中間生成物を供給されることにより、インジェクタから噴射された水素と酸化剤混合気との反応が開始・維持されている。高速気流の中で一見浮き上がっているように見える火炎の保炎は、気流速度と火炎伝播速度のバランスによってもたらされているのではなく、外側にできた水素と空気との拡散火炎に付着することによりもたらされていると考えられる。また燃焼振動中に火炎が非常に速い速度で上流にさかのぼる現象も火炎伝播ではなく流れ場の変動による火炎付着位置が高速に移動するため火炎が高速に移動しようとしているのではないかと予測される。保炎および振動機構の模式図を図 6 に示す。

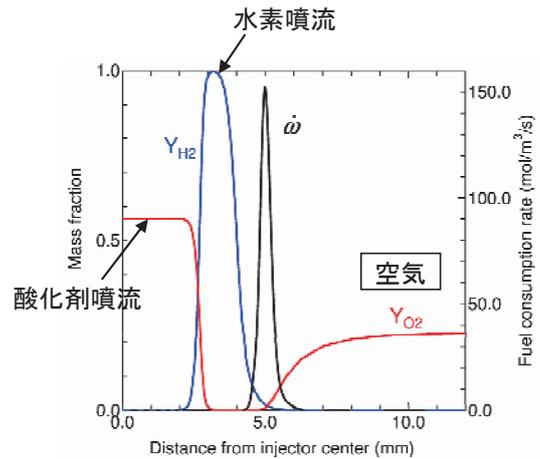
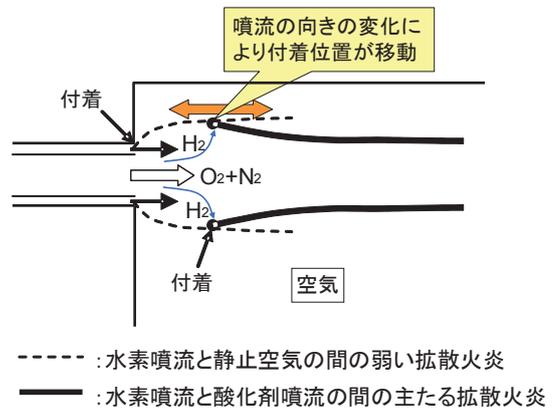


図 5: インジェクタプレート近傍における火炎垂直方向の内部構造。



----- : 水素噴流と静止空気との間の弱い拡散火炎  
 ————— : 水素噴流と酸化剤噴流との間の主たる拡散火炎

図 6 : 保炎・振動機構模式図。

3. 2. 1Tモードの振動

再現された火炎は時間非定常な挙動を示し、圧力変動が観察された。図7は燃焼器噴射面から1cm後方での圧力分布の時間変化を示している。噴射エレメントを設置した燃焼器の上部と逆側の下部で圧力変動の正負が反転する1Tモードの特徴が現れている。図8は噴射面から1cm後方にある4点における圧力履歴である。1Tモードの腹にあたる(a), (c)においては燃焼器長手方向の気柱振動1Lモードに相当する波長が長い振動の上に1Tモードに相当する1.1 KHzの振動がのっているのに対して、節にあたる(b), (c)においては1Lモードしか見られない。図9は図7と同時刻におけるインジェクタ中心を含む平面内の圧力分布である。

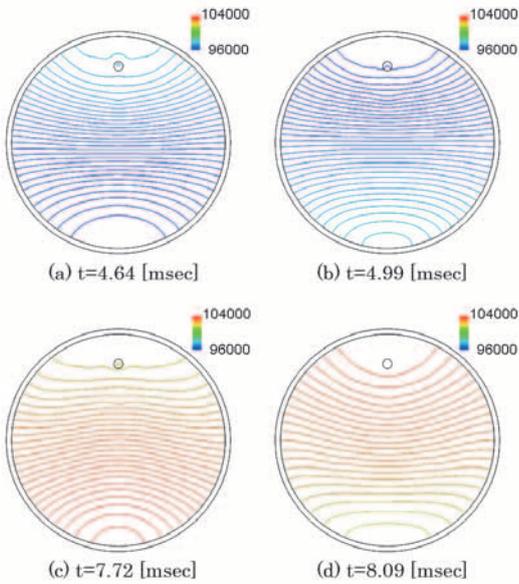


図7：噴射面から1cm下流での圧力分布履歴。

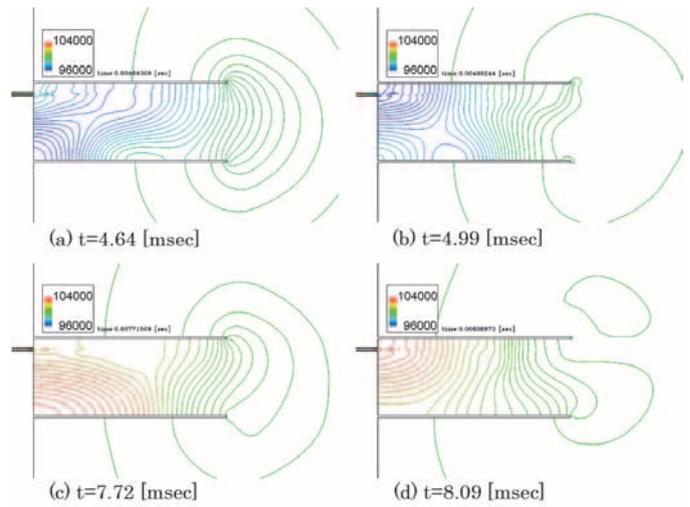


図9：インジェクタ中心を含む面内の圧力履歴。

この図からも1Tモードの圧力振動を確認できる。以上の通り、発生トリガは計算初期の擾乱と考えられるものの、1Tモードの振動が発生していると判断される。燃焼器の上下に1Tモードが形成される理由は、実験と同じく、インジェクタを偏心させて燃焼器上部に取り付けているためと考えられる。ただし、図10に示すにインジェクタ近傍での圧力変動の周波数分析結果からもわかるように明確に見られる1Lモードと比較して1Tモードはそれほど顕著には現れていない。

図11上図はRayleigh Index項の時間平均

$$R.I.^{local} = \frac{1}{\Delta t} \int_t \frac{p' \dot{q}'}{C_p \rho T} dt \quad (2)$$

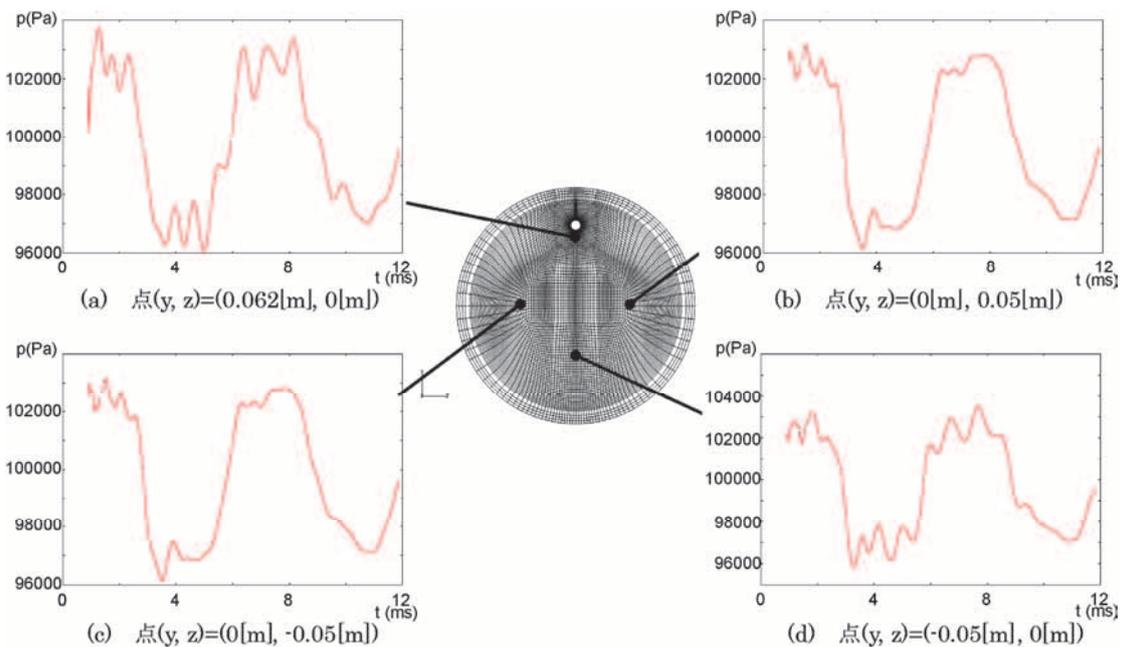


図8：噴射面から1cm下流位置4点における圧力分布履歴。(a), (d)：1Tモードの腹, (b), (c)：節。

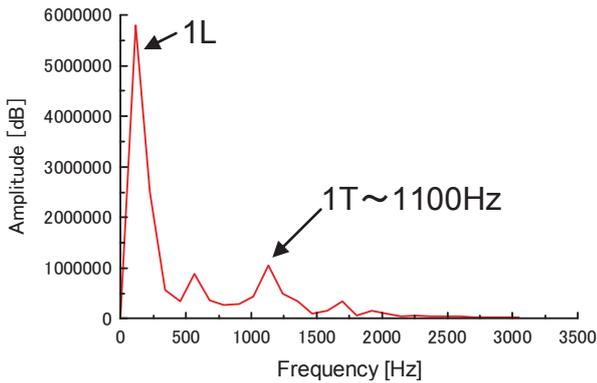


図 10：インジェクタ近傍での圧力変動スペクトル。

の分布である。空間中には同項が正值になっている体積と負値になっている体積が存在することが分かる。正值をとる A 点と負値をとる B 点における圧力変動(青線)と発熱率変動(赤線)の時間履歴が下図に示されている。どちらの点においても圧力変動と発熱率変動には強い相関は見られないが、積分結果としては A 点で正值、B 点で負値となっ

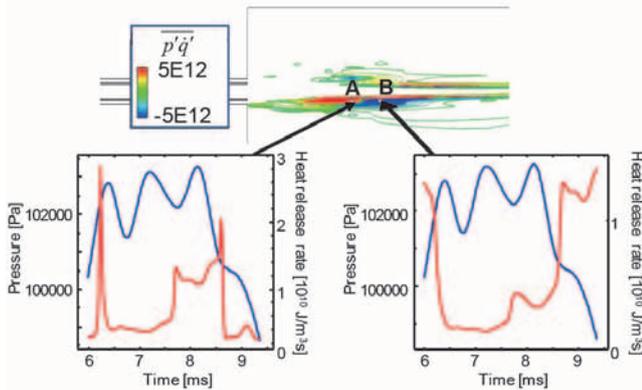


図 11：Rayleigh Index 項分布と、圧力(青)・発熱率(赤)変動履歴。

ている。

圧力履歴からは燃焼反応により発熱している領域においても約 1.1kHz の 1T モードの変動が、より長い波長の変動に乗っていることが分かる。また 1T モード 3 周期分にわたって Rayleigh Index 項の時間平均を求めると、 $-1.92 \times 10^5 \cdot \text{J/s}$  となり負値となった。図 11 下図において圧力変動と発熱率変動に強い相関が見られないことから推測されるが、本計算においては自励振動が起こっておらず、計算を更に継続していくと圧力変動は減衰していくことを示唆している。その一因としては火炎の解像度が十分でなく、その非定常性を過小に評価していることがあげられる。しかし、極めて簡易的な数値シミュレーションによっても 1T モードの振動を捕らえることができたことは今後の燃焼振動評価ツール構築に向けて展望を得たと考えている。

### 3. 3. 加振解析

前節では 1T モードの振動は起こっているものの、自励振動は発生していないであろう事が示唆された。そこで今後の燃焼安定性解析ツールへの CFD の利活用を視野に入れ、圧力変動を強制的に印加する計算を行った。ここでは、燃焼器噴射面を仮想的に振動させることにより圧力変動を印加することを試みた。具体的には振幅 0.5m/s、周波数 1.1kHz(1T モード相当)で壁面上の速度の垂直成分を変動させ、壁面上部と下部で変動の位相を半周期ずらすことにより 1T モードの圧力変動の印加を模擬した(図 12)。なお、

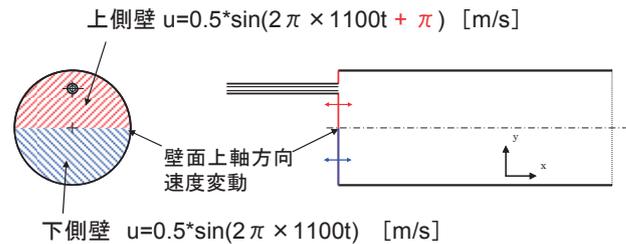


図 12：圧力変動印加の模擬。

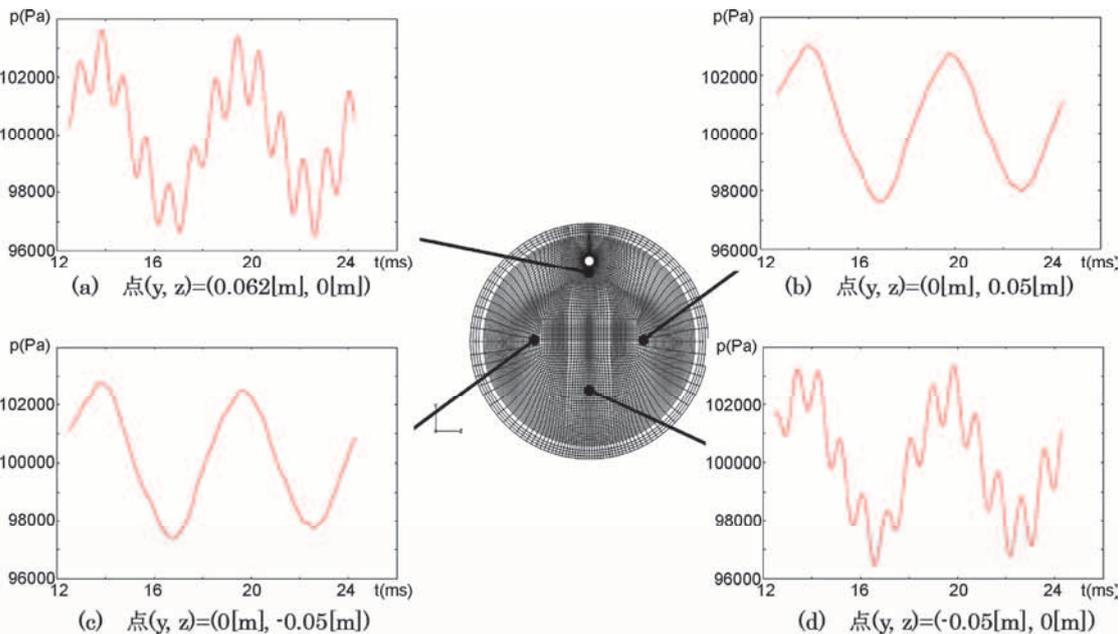


図 13：圧力変動を印加時の噴射面から 1cm 下流位置 4 点における圧力分布履歴。(a), (d)：1T モードの腹、(b), (c)：節。

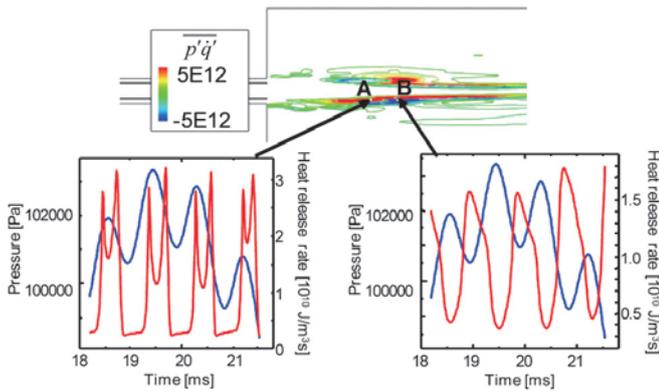


図 14：圧力変動を印加した場合の Rayleigh Index 項分布と、圧力(青)・発熱率(赤)変動履歴。

以下においては、圧力変動の印加を簡単に加振と呼ぶこととする。図 13 は加振した際の噴射面から 1 cm 後方にある 4 点における圧力履歴である。図 8 と同様に 1T モードの腹にあたる(a), (c)においては 1.1KHz の振動が存在する一方で節にあたる(b), (c)においては殆ど 1T モードは見られない。図 8 と比較するとその差がより明確になっている。図 14 は図 11 と同じく Rayleigh Index 項の時間平均分布と、それが正值となる A 点、負値となる B 点における圧力変動および発熱率変動の時間履歴である。加振した場合は、しない場合に比べ圧力変動と発熱率変動に強い相関が見られることがわかる。加振しない場合と比較して、発熱の変動が大きくしかも周期的となっていることが特徴的である。A 点においては圧力変動と発熱が近い位相で変動しており、それらの相関である Rayleigh Index 項は正值となる。一方 B 点では 2 つがほぼ逆位相になっており Rayleigh Index 項は負値となる。

図 15 はインジェクタ近傍における圧力変動の周波数分析結果である。加振した場合においても 1L モードが卓越しているが、加振しない場合と比較して 1T モードの成分が非常に明確に現れていることが分かる。

加振した場合の Rayleigh Index 項の体積積分の時間平均値は  $1.40 \times 10^4$  J/s となり正值となった。これは前述の通り、圧力変動と発熱率変動の間により強い相関がえられているためと考えられ、音響と燃焼のカップリングにより燃焼器

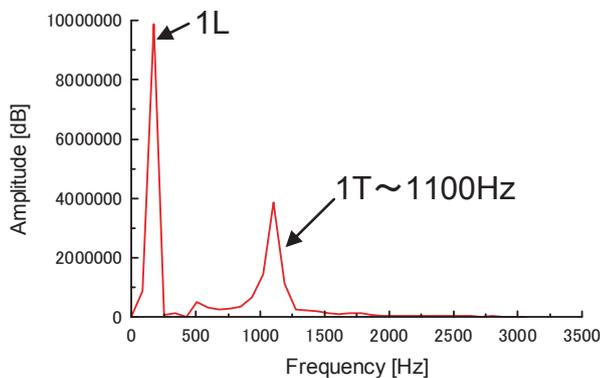


図 15：圧力変動印加時のインジェクタ近傍での圧力変動スペクトル。

内部の音響エネルギーが増幅される効果が現れている。しかし、得られた Rayleigh Index 項は、別途音響解析によって得られた減衰項と比較すると 1 桁以上オーダーが小さい。これは前節で述べたとおり火炎の解像度が不足しているため発熱変動を十分に捕獲できていないことが一因と考えられるが、CFD を用いた音響/火炎応答解析により音響エネルギーの増幅項の評価が可能であることが確認できたと考えている。

#### 4. まとめ

簡便な CFD コードを用いて、燃焼振動試験に対応する数値シミュレーションを実施した。その結果以下の知見を得た。

- 常圧燃焼振動試験における保炎は、主火炎の外側にできる水素噴流と静止空気の間形成される噴射面附着した弱い拡散火炎によりもたらされている。
- CFDにより、ロケットエンジン燃焼器で最も危険性の高いといわれる Tモードの燃焼振動の捕獲が可能である。
- 音響・火炎応答解析による音響エネルギー増幅項の評価が可能である。

今後は、計算手法の高度化、解像度の向上を行い、高圧の実機に対応する解析を進める予定である。

#### 参考文献

- 1) J. C. Oefelein and V. Yang, J. Prop. Power, Vol. 9, No. 5, pp. 657-677, 1993.
- 2) L.A. Povinelli, M. F. Heidmann, C.E. Feiler, NASA TN D-3708, 1966.
- 3) G. A. Flandro and J. Majdalani, AIAA J. vol.41, No. 3, 485-497, 2003.
- 4) T. Shimizu et al., Proc. Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, AJCPP2010-146, 2010.
- 5) L., Rayleigh, Nature, 18, pp.319-312, 1878.
- 6) 吉田他, 第47回燃焼シンポジウム講演論文集 pp. 231, 2009.
- 7) J.P.Drummond et al., Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, vol 64, pp 39-60, 1987.