

H3 ロケット1段用 LE-9 エンジンの燃焼安定性向上

Combustion Stability Improvement of LE-9 Engine for Booster Stage of H3 Launch Vehicle



渡邊 大輝*¹
Daiki Watanabe

真子 弘泰*²
Hiroyasu Manako

恩河 忠興*³
Tadaoki Onga

田村 貴史*⁴
Takashi Tamura

池田 和史*⁵
Kazufumi Ikeda

磯野 充典*⁶
Mitsunori Isono

三菱重工業(株)(MHI)宇宙事業部は、(国研)宇宙航空研究開発機構(JAXA)と共同で、新型基幹ロケット(H3)の開発を進めており、その1段用 LE-9 エンジンの開発試験として、フルスケールの燃焼器系単体試験を実施した。社内開発の燃焼安定性評価ツールを構築・適用し、噴射器・レゾネータを改良することで燃焼安定性を大幅に向上させることに成功した。現在、試験結果をもとに実機型エンジンを設計・製造中であり、2017年にエンジン全系のシステム燃焼試験を実施予定である。

1. はじめに

現在、現行 H-2A/B ロケットに対して、コスト削減、信頼性向上を目的に H3 ロケットを開発中である。ロケット開発においてロケットエンジンは信頼性・コスト・性能を左右する重要な要素であり、H3 ロケット1段用に LE-9 エンジンを新規開発中である。ロケットエンジンは、ターボポンプ(回転機械)で推進剤の圧力を上げ、噴射器を介してそれらを燃焼室に噴き出し、高温高圧条件で燃焼させ、その際に発生する熱エネルギーを利用してノズル内部で流れを超音速に加速し、推進力を発生させる。噴射器、燃焼室の構造の概要を図1に示す。水素、酸素の燃焼ガス温度は 3000°C を超えるため、燃焼室の壁内部に極低温の水素を流し冷却する。冷却効率を高くするため、燃焼室の内側は厚み数 mm 程度の薄肉構造となる。燃焼が安定しない場合には、圧力の振動が増幅して壁へ伝わる熱量が高まり、燃焼室の冷却が不十分となり溶損する。燃焼室の溶損は、エンジン破損に直結する重大事象であり、十分な燃焼安定性を確保することはエンジン開発において必須の項目である。

燃焼安定性を確保する上で重要となるのは、噴射器及びレゾネータである。噴射器は、燃焼室が局所的に高熱負荷となることを防ぐために、数百本の噴射エレメントそれぞれから水素、酸素を噴射する。レゾネータは噴射器と燃焼室の間に設置され、空間内での共鳴現象により圧力変動を抑制する。本稿では、噴射エレメント、レゾネータの形状変更による LE-9 エンジンの燃焼安定性向上について報告する。

*1 防衛・宇宙ドメイン宇宙事業部宇宙機器技術部 *2 防衛・宇宙ドメイン宇宙事業部宇宙機器技術部 主席技師 工博

*3 防衛・宇宙ドメイン宇宙事業部宇宙機器技術部 主席技師

*4 防衛・宇宙ドメイン宇宙事業部宇宙機器技術部 主席チーム統括

*5 技術戦略推進室技術企画部 グループ長 工博 *6 総合研究所燃焼研究部 技術士(機械部門)

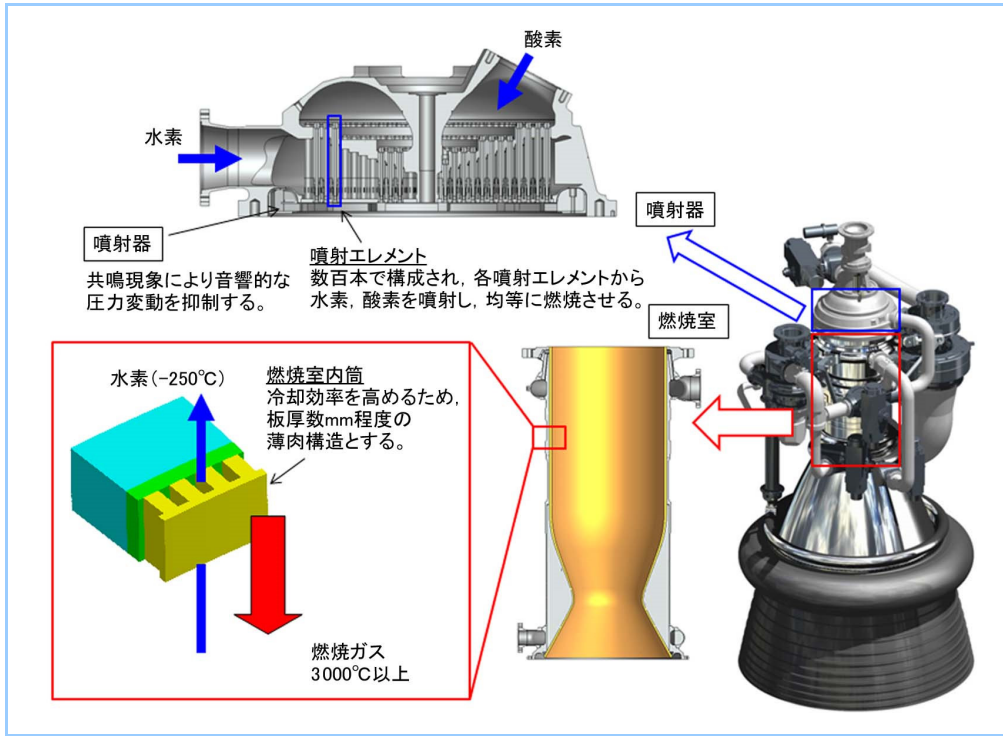


図1 噴射器, 燃焼室の構造

2. LE-9 エンジン

LE-9 エンジンの諸元を現行エンジンと比較する形で表1に示す。LE-9 エンジンでは、LE-5Bと同じエキスパンダブリードサイクルを採用した。図2にエキスパンダブリードサイクルと2段燃焼サイクルの比較を示す。

表1 LE-9 エンジン諸元

エンジン	LE-9	LE-7A	LE-5B
エンジンサイクル	エキスパンダブリードサイクル	2段燃焼サイクル	エキスパンダブリードサイクル
推力(真空中) [kN]	1471	1098	137
エンジン混合比 [-]	5.9	5.9	5.0
燃焼圧力 [MPa]	10.0	12.3(主燃焼室)	3.6
比推力 [sec]	426	440	448
ノズル膨張比 [-]	37	47	110
重量 [ton]	2.4	1.8	0.3
長さ [m]	3.8	3.7	2.8
適用機体	H3 ロケット 1段	H2A/H2B ロケット 1段	H2A/H2B ロケット 2段

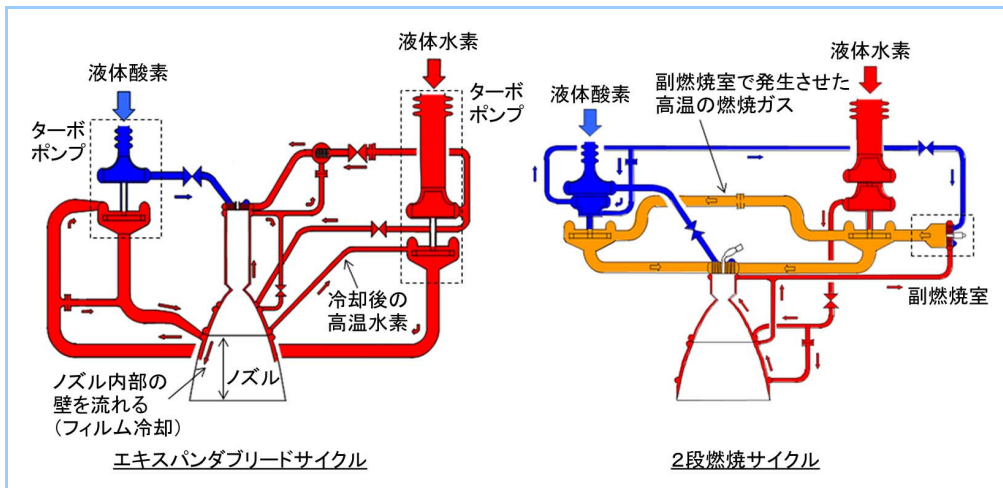


図2 エンジンサイクル図

エキスパンダブリードサイクルでは、ターボポンプで昇圧された水素の一部を燃焼室の冷却に使用し、その際に獲得した熱エネルギーによりターボポンプを駆動する。ターボポンプ駆動により圧力の下がった水素は、その後ノズル内部に流れ、壁面近くを沿うように流れることでノズル壁面の冷却に使用される(フィルム冷却)。それに対して、2段燃焼サイクルではすべての水素が燃焼室、ノズルの壁面冷却に使用され、その後副燃焼室で酸素の一部と燃焼し、その際に発生した熱エネルギーによりターボポンプを駆動する。推進剤のすべてを主燃焼室で燃焼させるため、エキスパンダサイクルと比較して性能は高いが、一方で、副燃焼室があることで部品点数が多くなること、システムが複雑でエンジン制御の難易度が高いことから、コストダウン、信頼性向上の点で不利である。そこで、LE-9 エンジンでは、LE-5B エンジンと同じエキスパンダサイクルを採用し、これまでに培った1段用高圧エンジンの設計技術を生かして、エキスパンダサイクルを大推力化することとした。

LE-9 エンジンでは大推力化に必要となるターボポンプ駆動エネルギーを確保するため、燃焼室を大型 LE-7A 比で約2倍の長さ大型化した。燃焼室が軸方向に長いこと、燃焼室内部の軸方向の音響モード周波数は低い。燃焼室内部では軸方向、半径方向、周方向の音響モードが連成するため、軸方向の音響モード周波数が低いと、周波数に対するモード密度が高くなる。これは後述の通り、燃焼安定性を確保する上で重要な特徴である。

3. 燃焼器系単体試験

3.1 試験目的

LE-9 エンジンの開発は、エンジン内部で起きる事象の特性を把握する各種要素試験から開始し、設計解析ツールの構築・改良を実施した。また、材料試験、新規製造技術の開発試験を実施し、設計・製造用のベースデータを積み上げた。これらをもとにプロトタイプ燃焼器系コンポーネントを設計・製造した。以下に示す燃焼器系の特性は、スケール効果が大きいサブスケールの要素試験レベルでの評価が難しく、一方でエンジン性能に直結するため、プロトタイプエンジンを使用したフルスケールの燃焼器系単体試験を実施して直接的に評価、確認することを開発ステップとした。各特性の説明とそれぞれに対する試験目的を表2に示す。

表2 燃焼器系単体試験(フルスケール試験)の目的

項目	燃焼器系単体試験(フルスケール試験)の目的
1) エンジン過渡特性	始動時、停止時の推力、圧力、温度の時間変化の特性
2) 燃焼効率(燃焼性能)	推進剤が完全に燃焼した際に理論的に発生する熱エネルギー量に対して、実際に発生した熱エネルギー量の比率を示す指標
3) 燃焼安定性	燃焼圧力の変動レベル
4) 燃焼室冷却特性	燃焼室の壁温、冷却剤(水素)が獲得する熱量、冷却剤入口と出口の間での圧力低下量

3.2 試験系統図

図3に試験系統図を示す。試験対象にターボポンプ(供給系)は含まれず、下流の燃焼器系に特化した試験である。液体水素、液体酸素をそれぞれエンジン上流のタンクで加圧し、高圧状態でエンジンに供給した。ターボポンプを持たないため、タービン駆動用ガスは分岐管を介して排出した。試験はMHIの田代試験場にて実施した(図4)。

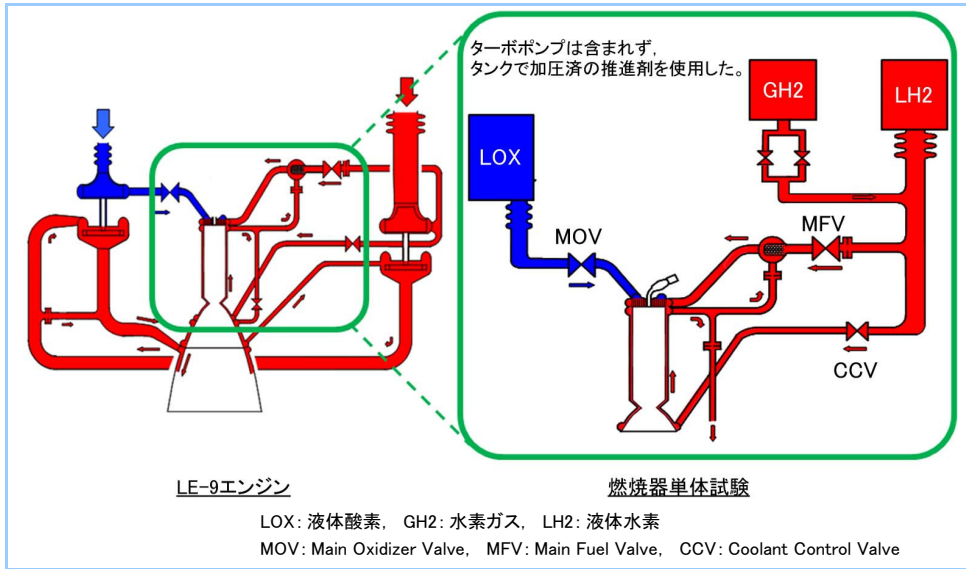


図3 燃焼器単体試験の系統図



図4 燃焼試験の写真

3.3 作動条件

図5にエンジン作動履歴の一例を示す。各バルブの名称は図3と対応する。燃焼室の冷却不足を防ぐために、CCVを先に開けて燃焼室の冷却を開始したのちに、MOV、MFVを開けて定格作動とした。燃焼圧の履歴を見ると分かる通り、燃焼圧はスムーズに上昇、低下しており始動停止過渡特性に問題はなかった。試験時間は加圧タンク容量の制約から決まったが、図5より圧力、温度ともに定常状態を確保できたことが分かる。

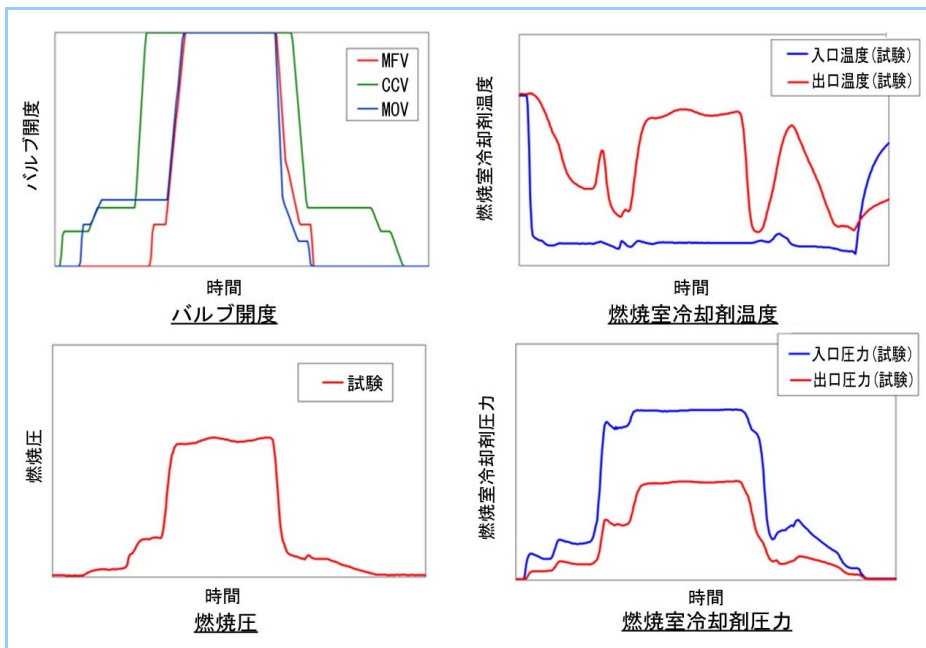


図5 エンジン作動履歴

3.4 燃焼安定性向上

(1) 課題

試験の初期コンフィグレーションにおける変動圧の計測結果を図6に示す。図より、特定の周波数で現行のLE-7Aを超えるレベルで燃焼圧が大きく変動し、同じ周波数では噴射器内部の酸素側流路で強いピークが見られた。エンジン加速度も従来機種と比較して大きく、安定性を向上させる必要があった。

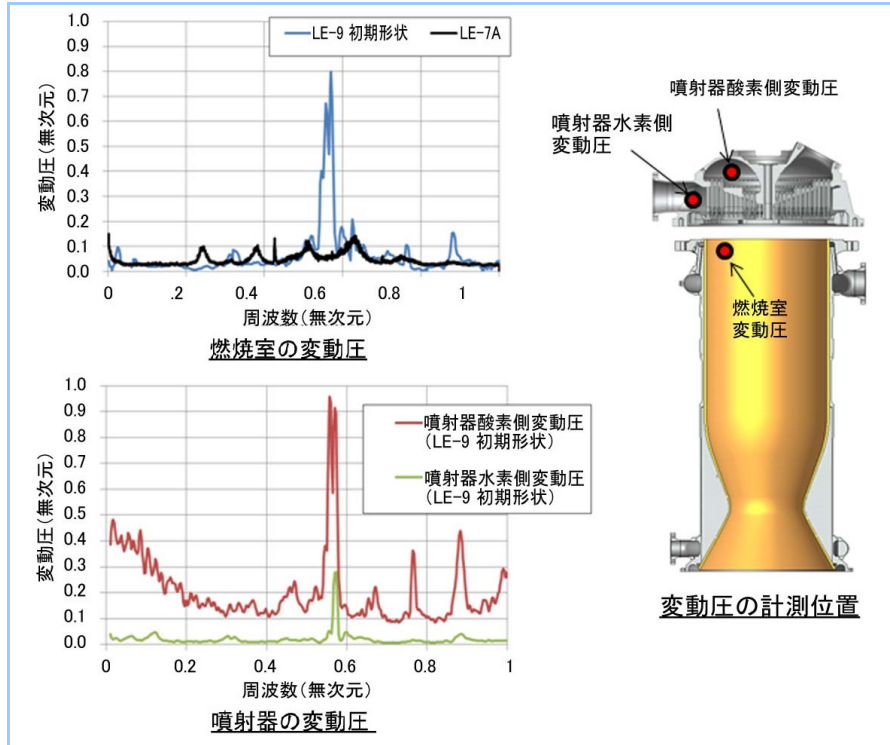


図6 変動圧(初期形状)

(2) 不安定の要因

噴射器酸素側に強い変動が見られたことから、燃焼室内部と噴射器内部の酸素側音響モードの連成現象が考えられた。図7に噴射器の酸素側噴射エレメント内の音響アドミタンスを示す。音響アドミタンスは手計算で算出可能で、音響的な変動に対する圧力の振れやすさの指標であり、音響アドミタンスが高いほど不安定化しやすい傾向といえる。図より2次のモードの周波数は図6の変動圧のピークとよく対応したことが分かる。また1次、3次のモードについては、図6の変動圧に若干のピークが見られるのみであり、変動は噴射器の音響特性のみでは決まらず、燃焼室側の特性も影響していると考えられる。

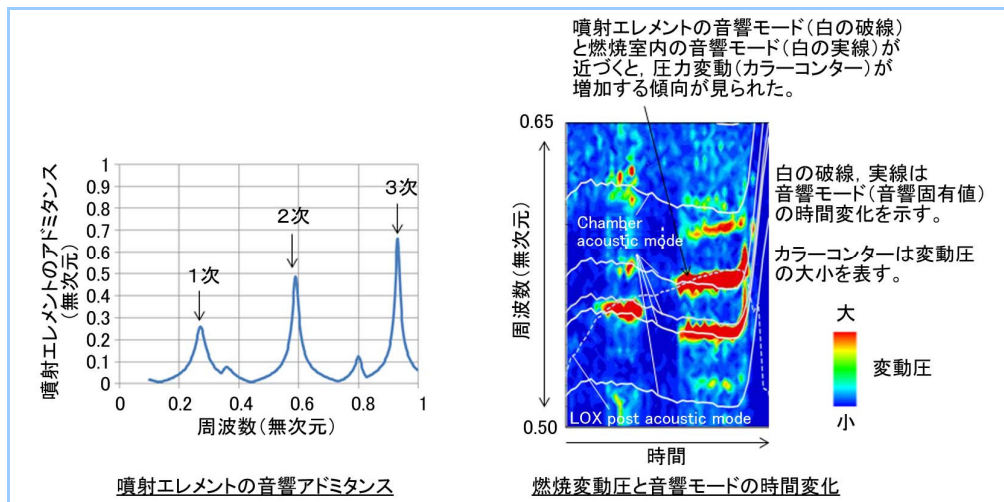


図7 燃焼不安定の要因(初期形状)

図7右側には酸素側噴射エレメントと燃焼室内部の音響モード周波数(音響固有値)の時間変化を白線のプロットで示し、燃焼圧変動の強さをカラーコンターで示す。噴射エレメントの音響モード周波数は、酸素温度の低下に伴い音速が上がることで緩やかに上昇する一方で、燃焼室内部の音響モード周波数は、混合比が低下し燃焼室内の音速が下がることで緩やかに低下する。図より両者の音響モード周波数が近づくタイミングで燃焼圧の変動が増大したことが分かる。以上のことから、不安定の要因は酸素側噴射エレメントと燃焼室内の音響モードのカップリングと考えられた。

(3) 形状改良

① 噴射エレメントの改良

流路形状を見直すことで、噴射エレメントの音響アドミタンス特性を変更することとした。変更の方針として、アドミタンスのピーク周波数をずらす、ピークの高さを下げる、の2つのアプローチが考えられた。ここで、重要となるのは、燃焼室が長いために軸方向の音響モード周波数が低く、モード密度が高いという特徴である。図7に示す通り、低次のLモードとの連成の影響で、燃焼室音響モードは狭い周波数帯にも数多く存在するため、噴射エレメントの音響アドミタンスのピーク周波数をずらしてもすべての燃焼室音響モードとのカップリングを防ぐことは難しかった。そこで、アドミタンスのピークを下げるように形状を見直すこととした。図8に各コンフィグレーションの噴射エレメントのアドミタンスを示す。噴射エレメント形状の分散を強化する変更により、音響アドミタンスピークが複数に分かれ、個々のピーク高さを下げられたことが分かる。

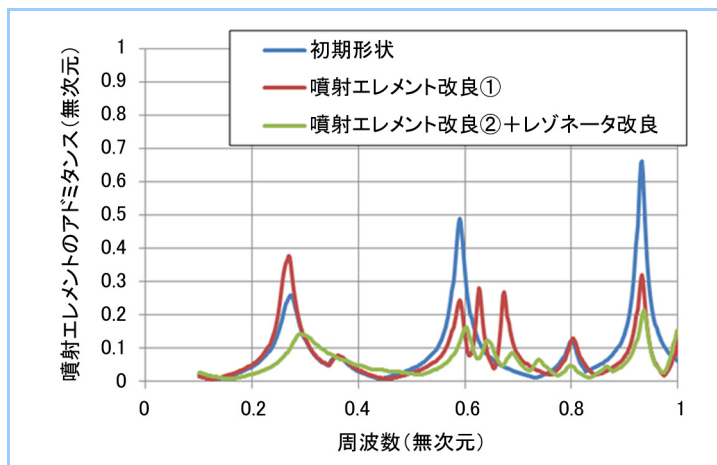


図8 噴射器エレメント音響アドミタンスの改良

② レゾネータの改良

後述の通り、噴射エレメントの音響アドミタンス3次のモードでも比較的大きいピークが見られたことから、その対策としてレゾネータによるダンピング機能を強化することとした。レゾネータは図1に示す通り、噴射器と燃焼室の間に円周上に配置される。内部の容積により共鳴周波数(ダンピングの効く周波数)を調整できることから、円周上に形状の異なるレゾネータを組み合わせて配置することで、複数の周波数に対して効果を持つレゾネータを設計可能である。図9に音響解析により算出した吸音率を示す。吸音率が高いほど、ダンピング効果が高く高性能のレゾネータとなる。図に示す通り、従来のレゾネータは噴射エレメントの音響アドミタンス2次のモードに効果を集中させたタイプだったが、3次のモードについても効果を持つように形状の組合せを見直した。

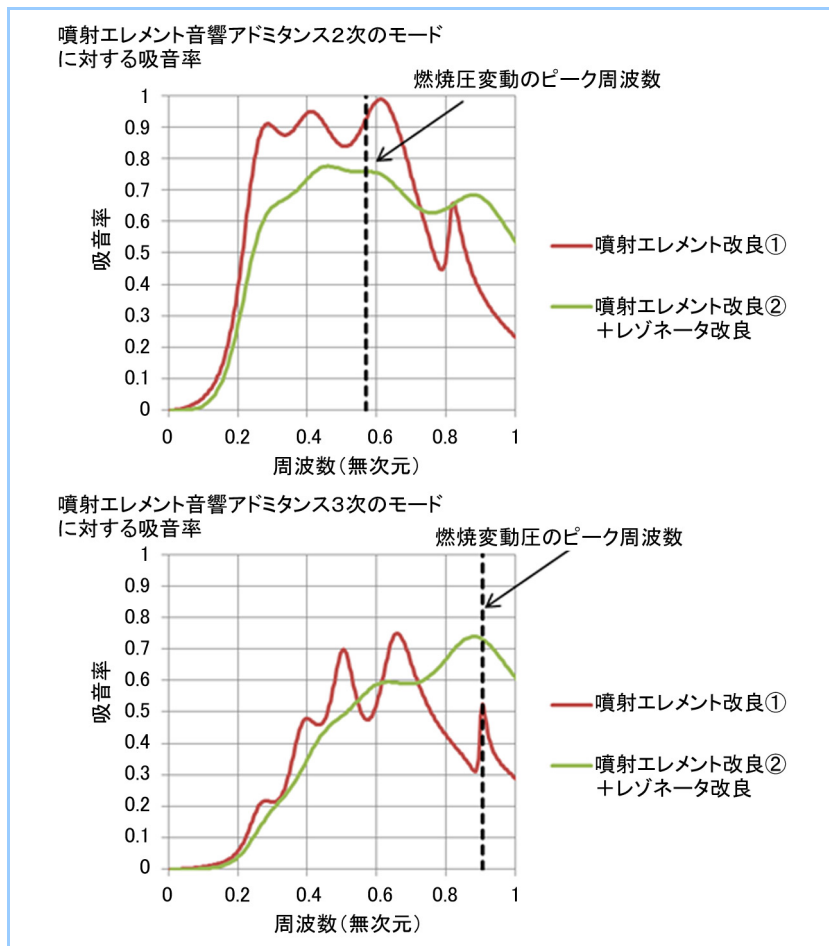


図9 レゾネータのブロード化

(4) 形状改良効果の実証

図10に①噴射エレメント、②レゾネータ形状の改良を順に適用した試験における燃焼圧変動を示す。噴射エレメントの改良により、初期形状で見られた無次元周波数0.6付近の大きな変動は抑えられた。無次元周波数0.9付近に残った比較的大きいピークについては、レゾネータの改良により抑えられた。このように噴射エレメント、レゾネータの改良はそれぞれ燃焼安定性向上に対して効果的であり、最終的に現行のLE-7Aと同等以下の変動圧レベルに抑えられ、LE-9エンジンの燃焼安定性確保に目処が付いた。

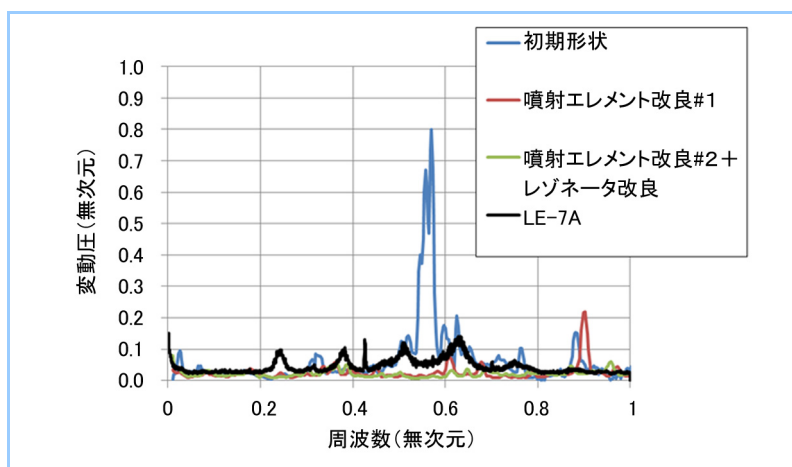


図10 燃焼安定性向上の実証結果

(5) 燃焼安定性の予測手法構築

試験結果をもとに、MHI 独自開発の燃焼安定性評価ツールを構築、検証した。図 11 に解析フロー図を示す。支配方程式は音響波動方程式と発熱率変動特性式である。発熱率変動特性は、別途実施した可視化燃焼試験により発光強度(発熱率)と変動圧の間の伝達関数を求め、それに噴射エレメントの音響アドミタンス特性を合成して設定した。レゾネータの音響特性は音響解析により求めた応答特性を境界条件として設定することで考慮した。チャンバ内の音速、密度、発熱率分布は定常燃焼 CFD 解析により設定した。以上の設定で複素固有値解析を実施し、系全体の共鳴倍率を算出した。共鳴倍率は減衰比の逆数で、値が高いほど不安定である。図 11 右に試験結果と解析結果の比較を示す。解析では不安定な周波数を捉えており、共鳴倍率のピークの大小関係は試験の変動圧のピークの傾向と同様だった。現在開発中の LE-9 エンジンについても同様の解析を実施し比較評価することで、燃焼安定性を予測することが可能となった。

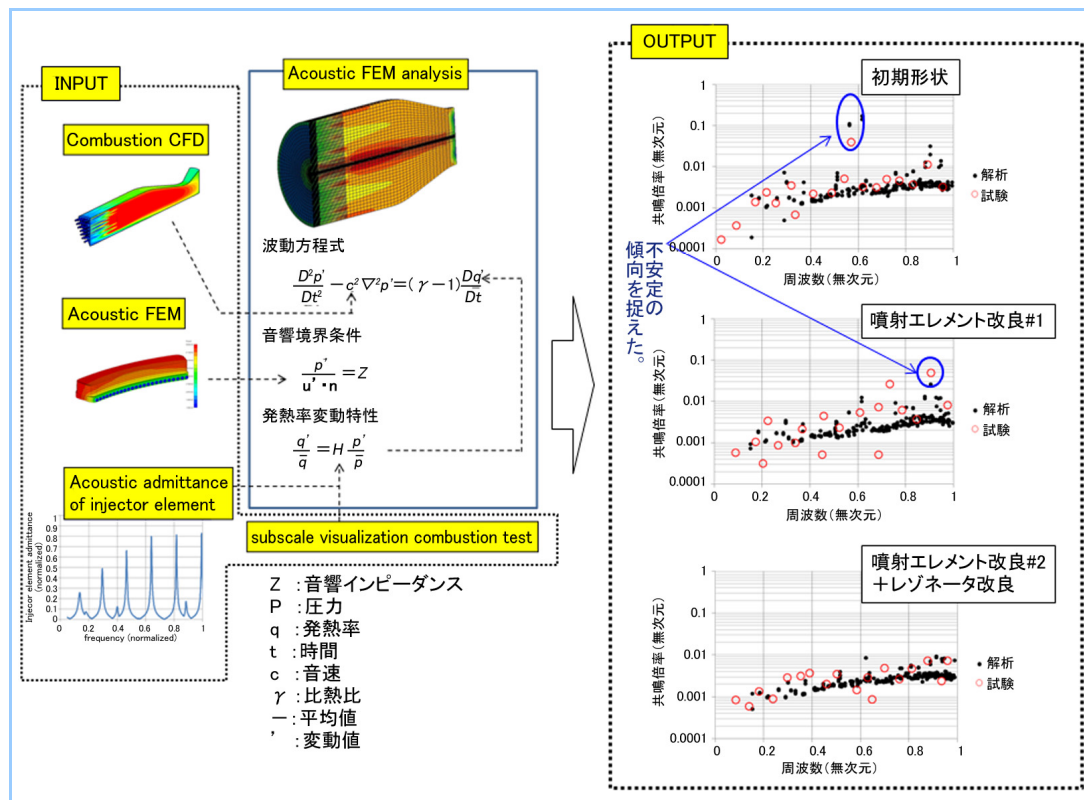


図 11 燃焼安定性評価手法(N-τ音響FEM解析)

4. まとめ

H3 ロケット1段用 LE-9 エンジンの開発試験として、フルスケールの燃焼器系単体試験を実施した。試験では噴射エレメントと燃焼室内部の音響モードのカップリングによる不安定現象が発生したが、噴射エレメント形状、レゾネータ形状の改良により燃焼安定性を大幅に向上させることに成功し、実機に適用可能な目処付けを完了した。また、燃焼安定性評価ツールを構築し、試験の傾向が再現可能であることを確認した。現在、噴射器、レゾネータの改良内容を反映してLE-9実機型エンジンを製造中であり、2017年にエンジン全系でのシステム試験を実施予定である。

参考文献

- (1) Kawashima, H. et al., Development of LE-9 engine, Space Propulsion (2016), 3124726
- (2) Negoro, N. et al., OVERVIEW OF LE-9 ENGINE DEVELOPMENT FOR H3 LAUNCH VEHICLE, 67th IAC (2016), IAC-16.C4.1.2x35064
- (3) Watanabe, D. et al., Hot-fire Testing of LE-X Thrust chamber assembly, 30th ISTS (2015), 2015-a-53