低周波燃焼振動噴霧の可視化^{*1}

Observation of LOX/Hydrogen Combustion Flame in a Rocket Chamber during Chugging Instability

田 村 洋^{*2}・高 橋 守^{*2}・坂 本 博^{*2}・佐々木 正樹^{*2}・升 谷 五 郎^{*3}
Hiroshi TAMURA, Mamoru TAKAHASHI, Hiroshi SAKAMOTO, Masaki SASAKI and Goro MASUYA

Key Words: Liquid Rocket Engine, Unstable Combustion, Visualization, Chugging Instability

Abstract: To obtain concrete information on the mechanism of unstable combustion of liquid oxygen-hydrogen rocket engines, a rectangular rocket chamber with four glass windows was developed. The chamber was designed to simulate a 100-kN-sized cylindrical rocket chamber. Combustion tests were conducted at a chamber pressure of 1.7 MPa. Combustion flames and oxygen jets were visualized with a high-speed video at a rate of 4,000 frame/s during low frequency unstable combustion. Oxygen jet images with a backlight, combustion flame and intensity of combustion flame were obtained. Stability analysis based on the double time lag model by Szuch was conducted to assist the understanding of the mechanism of unstable combustion.

1. は じ め に

ロケット燃焼器の燃焼特性および燃焼器壁の熱負荷特性は、燃焼器内に噴射された推進薬の微粒化、混合、蒸発、燃焼の過程に強く依存している。このため、これらの過程に対する正確な理解を得ておくことは極めて重要である。これらの過程を理解する最も直接的な手段は、燃焼中のロケット燃焼器内部を可視化し観察することである。著者らは、これまでに燃焼圧が酸素臨界圧に対して亜臨界の場合と超臨界の場合で、同軸型噴射器の微粒化、混合、蒸発、燃焼の機構がどのように変化するかを調べることに主眼をおいた燃焼可視化の研究結果を示した^{1, 2)}。これらの研究を契機に同軸型噴射器の燃焼可視化の研究が多く行われるようになり、超臨界圧条件を含めた定常燃焼する火炎構造の詳細な研究が多く進められるようになった^{3~9)}。しかし、ロケットエンジンの開発で最も問題となる燃焼振動の可視化については1960年代に米国のロケットダイン社^{10, 11)}が中心となって行われて以来、公表されている報告はほとんど見ない。

本論文は、液体酸素 (LOX)/ガス水素 (GH₂) を推進薬とするロケットエンジンにおける燃焼振動の機構を解明することを目的に、ロケット燃焼器内を可視化できるガラス窓付燃焼器を開発し、低周波燃焼振動条件のもとで噴流の分裂、微粒化、蒸発、混合、燃焼を観察し、その詳細な物理過程を明らかにすることを目的とした。本目的のため LOX/GH₂ を推進薬とする同軸型マルチ噴射要素の矩形可視化燃焼器を開発した。開発した燃焼器は、今後、高周波燃焼振動す

る燃焼噴霧を可視化し、その機構を調べることをも考慮して、推力 100 kN 級の実機サイズの燃焼器の接線方向の音響振動を横方向の音響振動で模擬した形状とした。また、燃焼噴霧の可視化として、自発光を利用した火炎観察およびバックライトによるシャドー観察を行った。また、燃焼噴霧の動的観察には、高速度ビデオを用いた。さらに、光電センサーを用いて火炎強度の時間変化を測定し、高周波圧力計測の結果と比較した^{12, 13)}。

2. 実験装置および実験方法

本研究のために開発した矩形燃焼器の形状を第 1 図に示す。また、燃焼器/噴射器の主要寸法を第 1 表に示す。燃焼器は、高周波振動燃焼中の噴霧を可視化することをも目的とするため、矩形燃焼器の高さ方向の 1 次音響振動数が推力 100 kN 級の円筒状の燃焼器の接線 1 次振動数とほぼ等しくなるように設計した。また、燃焼火炎と噴霧の観測のため噴射器直近に長さ 110 mm、高さ 32 mm の開口部を 4 箇所に設けた。ノズル部は水冷却構造とし、また、観察窓を設けた胴体部は無冷却構造とした。無冷却部の熱防護のため、燃焼器壁の周囲に 88 個および下部の両側の冷却窓の周囲にそれぞれ 22 個の $\phi 1$ の噴孔を開け、ヘリウムガス (GHe) を噴射した。コアの同軸型噴射器は、12 個の要素から構成した (第 2 図)。第 2 表に供試燃焼器の作動条件を示した。燃焼器の公称設計条件は、燃焼圧 3.5 MPa、混合比 5.5、ヘリウム流量/トータル流量 = 0.1、公称推力 14 kN である。また、試験条件は低周波燃焼振動中の噴霧の可視化を目的に、第 1 表に示すスロット B を用い、始動過渡を模擬した燃焼圧 1.73 MPa、混合比 2.0 のスロットリング条件とした。

推進薬の供給系統の模式図を第 3 図に示した。燃焼用の GH₂ および燃焼器壁の冷却用の GHe は、それぞれの調圧弁

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会
平成 15 年 12 月 10 日原稿受理

^{*2} 宇宙航空研究開発機構

^{*3} 東北大学

を通してロケット燃焼器に供給した。また、ランタンに蓄えた LOX は GHe により加圧し、燃焼器に供給した。LOX 配管は、LOX 主弁の直上流に設けた放出弁を通して LOX を放出することによりあらかじめ冷却し、2 相流化を防いだ。燃焼時間は約 4 秒とした。火災および LOX 噴流の観察には高速ビデオ（Kodak EKTAPRO EM Model motion

analyzer (EM1012)）を用いた。火災の観察は、自発光を観察した。LOX 噴霧は、バックライト法により可視化した。また、光センサー（Toshiba Photo Sensor TPS601A）を用いて火災強度を測定した。また、使用した圧力計の種類と仕様を第 3 表に示した。

3. 実験結果および考察

3.1 圧力測定による低周波燃焼振動特性の評価 第 4 図は、本供試燃焼器で観察された代表的な、燃焼圧 P_c 、水素噴射圧 P_{fi} 、酸素噴射圧 P_{oi} 、ヘリウム噴射圧 P_{Hei} の時間履歴を示す。サンプリングレートは 10 kHz である。第 5 図は、この圧力データの 100 点の移動平均に 100 Hz でサンプリングした酸素噴射温度 T_{oi} をあわせたものである。ここで、圧力測定のサンプリングレートは 10 kHz であるから 100 点の移動平均をとると 100 Hz のフィルターを通したことに相当し、高い周波数成分を除くことでデータの解釈を容易にしている。第 14 図および第 15 図の例から、この測定系の代表として P_c とフラッシュマウントした P_{cd}

第 1 図 供試矩形燃焼器

第 1 表 供試燃焼器/噴射器の主要寸法

燃焼器	
燃焼器断面 (mm × mm)	200 × 30
スロート A (mm × mm)	80 × 30
スロート B (mm × mm)	75 × 22
燃焼器特性長さ L^* (m)	0.825/1.2
スロート A/スロート B	
噴射器	
エレメント数	12
d_{O_2} (mm)	5.3
d_{H_1} (mm)	6.7
d_{H_2} (mm)	9.2

第 2 図 同軸型噴射要素の形状

第 2 表 供試燃焼器の作動条件

	ノミナル	スロットリング
P_c	3.50	1.73
(O/F) core	5.50	2.00
MO_2 (kg/s)	2.87	0.696
MH_2 (kg/s)	0.522	0.348
MHe (kg/s)	0.359	0.170
$\Delta P_{oinj}/P_c$	0.654	0.078
$\Delta P_{Hinj}/P_c$	0.131	0.241
$V_{O_2, inj}$ (m/s)	10.4	2.53
$V_{H_2, inj}$ (m/s)	473	638

第 3 図 推進剤供給系統の模式図

第 3 表 圧力検出器と増幅器の種類と仕様

計測項目	検出器		増幅器	
	規格	固有振動数	規格	フィルター
P_c	歪ゲージ PG-100KU	29 kHz	NEC 6M56	1 kHz
P_{cd}	圧電 PCB M123A	25 kHz	キスラー 504E	20 kHz
P_{oi}	歪ゲージ PG-100KU	29 kHz	NEC 6M56	1 kHz
P_{fi}	歪ゲージ PG-100KU	29 kHz	NEC 6M56	1 kHz
P_{Hei}	歪ゲージ PG-100KU	29 kHz	NEC 6M56	1 kHz

第 4 図 代表的試験例 ($P_c, P_{fi}, P_{oi}, P_{hei}$ の時間履歴) 第 5 図 燃焼圧 P_c , 各噴射圧 P_i , 酸素噴射温度 T_{oi} の移動平均 (サンプリングレート 10 kHz の 100 点移動平均値) 第 6 図 酸素噴射密度および酸素噴射温度 T_{oi} の移動平均 (サンプリングレート 10 kHz の 100 点移動平均値)

を比較すると P_{cd} に対する P_c の遅れは約 5 ms となっている。また、第 6 図は酸素噴射器マニホールド内の酸素噴射

第 7 図 低周波振動燃焼の周波数スペクトル 3 次元表示 (定常低周波燃焼振動)

第 8 図 始動過渡不安定が制定する酸素噴射圧力・噴射温度と酸素の飽和温度との関係

密度 ρ_{oi} を T_{oi} と P_{oi} から計算したものである。さらに第 7 図は、燃焼圧振動の周波数スペクトルの 3 次元表示を示す。これらの結果から、本試験例では約 1.6 秒で燃焼圧が上昇を開始すると同時に低周波燃焼振動が発生し、約 3.78 秒で振動の振幅がそれまでの 1/2 程度の異なった振動数の低周波燃焼振動に移行していることがわかる。また、これらの図を詳細に調べると、燃焼開始の直後 $t = 1.6 \sim 2.6$ s では $P_{oi} > P_{fi} > P_{hei} > P_c$ であり、 $t = 2.7 \sim 3.7$ s では時間の経過とともに P_c, P_{fi} および P_{hei} が上昇するのに対して P_{oi} がほぼ一定であることから $P_{fi} > P_{he} > P_{oi} > P_c$ に変化している。 P_c, P_{fi} および P_{hei} は、燃焼が開始すると同時に振動を始めるが、これに対して P_{oi} は燃焼開始の初期には静定しており、 P_c の振動のピーク値と P_{oi} が同程度になる 2.7 秒付近から徐々に燃焼圧と同期して振動を開始する。 P_{oi} の振動は、時間の経過と共に振幅を増大させ、約 3.0 秒付近からは燃焼圧振動の半分の周期の振動へと遷移する。第 7 図から、燃焼圧振動は約 200 Hz をピークとする振動から始まり、時間が進むにつれて振動数が低下し約 100 Hz になったところで約 50 Hz を主ピークとする振動へ遷移することがわかる。

第 6 図から、酸素噴射密度 ρ_{oi} は 3.2 秒付近から大きく変動しながら上昇し、約 3.78 秒で一旦大きく低下した後は安定した値を示している。 ρ_{oi} が激しく変動する $t = 3.0 \sim 3.2$ s は、 T_{oi} が LOX のほぼ飽和温度付近まで下がった点に対応する。ここに示した第 4 図では明確でないが、 $t = 3.0$ s 付近から P_{oi} の振動の振幅が高くなり、併せて振動数は P_c 振動の半分の周期の振動へと遷移している。また、 $t = 3.78$ s では ρ_{oi} は顕著な低下を示すがこれは P_{oi} の顕著な低下に

第9図 通常カメラによる火炎写真

第10図 高速度ビデオ撮影による火炎(上:自発光)とLOX噴霧(下:バックライト)の観察

よるが、このとき酸素噴射差圧 ($P_{oi} - P_c$) も階段状に低下する。このような変化は、LOX 噴射器マニホールド内の流れが2相流れから単相流れに移行したと考えると合理的に理解できる。すなわち、LOX 噴射器マニホールド内の流れが2相流れの間は、噴射器の圧損が大きい。一方、酸素配管内の流れは、予冷により単相流れが確保されているため、管内流量が少なくなり圧力損失が小さくなって、結果的に P_{oi} は高くなっている。LOX 噴射器マニホールド内が冷却され単相流れに移行すると噴射器の圧力損失が低下し酸素質量流量は増加するため P_{oi} は低下する。第8図は、種々の試験条件について、燃焼開始過渡の燃焼振動が静定し異なったモードの低周波燃焼振動(定常モードの低周波燃焼振動)に移行したときの P_{oi} と T_{oi} を酸素の飽和温度と比較したものである。これから全ての試験において、燃焼開始過渡の低周波燃焼振動は、 T_{oi} が飽和温度以下の129~130 K 付近まで低下した時点で静定していることがわかる。

3.2 燃焼火炎と噴霧の観察結果 第9図に通常カメラによる定常燃焼中の代表的な火炎写真を示す。上の写真は、中央の観測窓を通して、また、下の写真は下の観測窓を通して観察されたものを示す。写真から、火炎がLOX ポストのリムに付着していること、中央の観測窓で観察された火炎が軸に平行なのに対して、下の観測窓で観察された最下段の火炎は途中から下向きに偏向していることがわかる。第10図は、下の観測窓から観察された高速ビデオ画像で、上は自発光による火炎を、下はバックライトにより可視化されLOX 噴霧を示す。これらの画像から、燃焼器の軸に

第11図 燃焼開始過渡の低周波燃焼振動の観察(2000 frame/s で撮影表示は1/1000 秒間隔、下部観察窓からの観察)

平行に噴射された最下段の酸素噴流は、噴射器面より酸素噴孔径の約5倍下流付近から下向きに偏向されていることがわかる。燃焼試験後、燃焼室壁を調べた結果、酸素噴流が壁に衝突する点にはヒートマークが観察された。ヒートマークは、実際のロケットエンジンでも燃焼器の円周方向に噴射要素に合わせて観察される。ヒートマークの位置は、これまでは燃焼が激しくなる位置に対応してできるものと理解されていたが、ここでの可視化結果は、ヒートマークは、最外壁の火炎が壁側に曲げられ、噴流が壁に衝突することにより形成されることを示す。

次に低周波燃焼振動中の火炎と酸素噴流の挙動を観察する。この場合、観察窓としては中央の観察窓からの観察の方が上で述べたような火炎の曲がりの効果がなく好ましいと言える。しかし、第9図に見るように、下部観察窓を通して画像に比べ中央部観察窓を通しての画像は鮮明でない。これは燃焼生成ガスである水蒸気が窓に結露することによるもので、これを防ぐため下部観察窓の周囲にはヘリウムパージを施したが、構造的な理由から中央部観察窓にはヘリウムパージを施していない。このような事情から、今回の観察には下部観察窓を用いた。

第11図は、下の観察窓を通して観察された燃焼開始過渡の低周波振動時の自発光の火炎の連続画像を示す。ビデオは毎秒2000コマで撮影したが、ここでは1/1000秒間隔に並べた。図から火炎が常に酸素ポストの背後に付着して伸縮する様子が観察される。また、火炎が最も短くなったときでも付着した火炎が観察される。さらに火炎が短くなる過程では、分断された火炎が観察される。火炎とLOX 噴霧を連続的に観察するため、バックライトとガラス窓の間に遮光幕を挟み、高速度ビデオの観察中にそれを取り去って撮影した。第12図は、このようにして燃焼開始過渡の低周波振動時の火炎とLOX 噴流の伸縮の様子を連続観察したものである。この場合、ビデオは毎秒4000コマで撮影したが、ここでも1/1000秒間隔に並べた。図に示すように遮光幕が開きかけた状態(1~5コマ)においてLOX 噴流の周囲が明るく発光している様子が観察された。これ

第 12 図 遮光幕を移動させ、自発光火炎とバックライトによる酸素噴霧の連続撮影・燃焼開始過渡の低周波燃焼振動の観察 (4000 frame/s で撮影表示は 1/1000 秒間隔, 下部観察窓からの観察)

第 13 図 定常時・低周波燃焼振動の観察 (4000 frame/s で撮影表示は 1/1000 秒間隔, 下部観察窓からの観察)

から, LOX 噴流の周りに火炎が形成されていることがわかる。

第 13 図は, 始動過渡の燃焼振動が静定した後に見られる低周波燃焼振動中のバックライトによる LOX 噴流の観察結果を示す。図中の矢印は, LOX 噴霧の顕著な塊を示し, その移動速度を求めると 4~5 m/s となる。第 2 表に示すように酸素流量を噴孔面積で除して得られる酸素噴射速度 V_{oi} は, 2.53 m/s であることから, 燃焼器内において周囲の水素流により酸素噴流が加速されていることがわかる。

第 14 図と第 15 図は, 火炎の輻射強度 $phot$, 燃焼圧 P_c , P_{cd} , 酸素噴射圧 P_{oi} , 水素噴射圧 P_{fi} , ヘリウム噴射圧 P_{Hei} および LOX 噴流の分裂距離 Lb を示す。 P_{cd} は, ピエゾ式圧力計による計測値であるため, 平均圧力の変化分は時定数 2 秒で減衰している。第 14 図は燃焼開始過渡の低周波燃焼振動に対するものであり, 第 15 図は定常時の低周波燃焼振動に対するものである。また, P_c , P_{oi} , P_{fi} および P_{Hei} は, 歪ゲージ式管内圧力計で測定した。 P_{cd} は石英タイプの高周波応答圧力計を燃焼室にフラッシュ・マウントして測定した。また, 火炎の輻射強度は光電センサーで測定した。また, LOX 噴流の分裂距離は, 高速度ビデオの記録から,

第 14 図 燃焼開始過渡の低周波燃焼振動時の燃焼圧, 噴射圧, 火炎輻射, LOX 液柱分裂長さ

第 15 図 定常時の低周波燃焼振動時の燃焼圧噴射圧, 火炎輻射, LOX 液柱分裂長さ

噴射器面からコアの噴流が分断されるまでの軸方向距離を測定したものである。図から, P_c , P_{oi} , P_{fi} , P_{Hei} , および Lb が, ほぼ同期して振動していることがわかる (詳細に見ると, P_c は, P_{cd} に対して 1/1000 秒程度の遅れを示している。これが, 管内式圧力計により測定したことによる時間遅れのオーダーと見ることができる)。また, 始動過渡における低周波燃焼振動における分裂長さは 5~110 mm の範囲で振動し, 定常時の低周波燃焼振動における分裂長さは 25~110 mm であることがわかった。

4. 低周波燃焼振動の解析による実験結果の評価

4.1 低周波振動解析 ここでは, 本燃焼システムに対して Szuch^{14, 15)} の低周波振動解析モデルを適用し, 燃焼安定解析を試みた。最初に Szuch の理論の概略を示す。なお, 本解析で用いた記号の詳細は文献 14, 15) を参照されたい。Szuch は, 酸化剤と燃料についてそれぞれ時間遅れ $\bar{\sigma}_{To}$ と $\bar{\sigma}_{Tf}$ を与えた。こうすると燃焼器内に噴射された推進薬流量と燃焼生成物の流量の関係は次式で与えられる。

$$\dot{w}_{Ob}(t) = \dot{w}_{Oi}(t - \bar{\sigma}_{OT}) \quad (1)$$

$$\dot{w}_{\text{Fb}}(t) = \dot{w}_{\text{Fi}}(t - \bar{\sigma}_{\text{FT}}) \quad (2)$$

ここで $\dot{w}_{\text{Ob}}(t)$ と $\dot{w}_{\text{Fb}}(t)$ は、時刻 t で酸化剤と燃料が燃焼ガスとなって発生する割合、 $\dot{w}_{\text{Oi}}(t - \bar{\sigma}_{\text{OT}})$ と $\dot{w}_{\text{Fi}}(t - \bar{\sigma}_{\text{FT}})$ は、酸化剤と燃料が時刻 $(t - \bar{\sigma}_{\text{OT}})$ と $(t - \bar{\sigma}_{\text{FT}})$ に燃焼器に噴射された割合を表す。 $\bar{\sigma}_{\text{OT}}$ と $\bar{\sigma}_{\text{FT}}$ は、酸化剤と燃料のトータルの燃焼時間遅れを表し、酸化剤および燃料の蒸発遅れ時間をそれぞれ $\bar{\sigma}_{\text{OV}}$ および $\bar{\sigma}_{\text{FV}}$ とし、混合・反応遅れ時間 $\bar{\sigma}_{\text{m}}$ とおくと、次のようにあらわされる。

$$\bar{\sigma}_{\text{OT}} = \bar{\sigma}_{\text{OV}} + \bar{\sigma}_{\text{m}} \quad (3)$$

$$\bar{\sigma}_{\text{FT}} = \bar{\sigma}_{\text{FV}} + \bar{\sigma}_{\text{m}} \quad (4)$$

燃焼ガスは、完全ガスとすると次式が成り立つ。

$$P_{\text{c}}(t) = \left(\frac{R_{\text{gc}} T_{\text{c}}(t)}{V_{\text{c}}} \right) w_{\text{c}}(t) \quad (5)$$

燃焼ガスの発生割合の微小変動 $\Delta \dot{w}_{\text{b}}$ とおくと、燃焼器に対する質量保存式は次のように書ける。

$$\frac{d}{dt}[w_{\text{c}}(t)] = \dot{w}_{\text{Ob}}(t) + \dot{w}_{\text{Fb}}(t) + \Delta \dot{w}_{\text{b}}(t) - \dot{w}_{\text{n}}(t) \quad (6)$$

ここで $\dot{w}_{\text{n}}(t)$ は、ノズルから排出される燃焼ガスの流量を示し、次式で与えられる。

$$\dot{w}_{\text{n}}(t) = \frac{P_{\text{c}}(t) A_{\text{t}}}{c^*(t)} \quad (7)$$

式 (1)~(7) から、次式が得られる。

$$\begin{aligned} \frac{V_{\text{c}}}{A_{\text{t}}} \frac{d}{dt} \left[\frac{P_{\text{c}}(t)}{R_{\text{gc}} T_{\text{c}}(t)} \right] + \frac{P_{\text{c}}(t)}{c^*(t)} \\ = \frac{1}{A_{\text{t}}} [\dot{w}_{\text{Oi}}(t - \bar{\sigma}_{\text{OT}}) + \dot{w}_{\text{FT}}(t - \bar{\sigma}_{\text{FT}}) + \Delta \dot{w}_{\text{b}}(t)] \end{aligned} \quad (8)$$

式 (8) は非線形であり、解析解を得るにはこれを線形化する必要がある。平均値まわりに微小変動を仮定し、微小項同士の積を無視し、途中の計算を省略すると、式 (8) は次のように書ける。

$$\begin{aligned} \bar{\theta}_{\text{g}} \frac{d\tilde{P}_{\text{c}}(t)}{dt} + \tilde{P}_{\text{c}}(t) \\ = \bar{X} \tilde{\dot{w}}_{\text{Oi}}(t - \bar{\sigma}_{\text{OT}}) + \bar{F} \tilde{\dot{w}}_{\text{FT}}(t - \bar{\sigma}_{\text{FT}}) + \frac{\bar{c}^*}{A_{\text{t}}} \Delta \dot{w}_{\text{b}}(t) \end{aligned} \quad (9)$$

本式の導入では、 $d(R_{\text{gc}} T_{\text{c}}(t))/dt$ の項、燃焼ガス温度がほぼ一定であるとして無視した。また、 $\bar{\theta}_{\text{g}}$ は、滞留時間であり不変の定数である。

$$\bar{\theta}_{\text{g}} = \frac{V_{\text{c}} \bar{c}^*}{A_{\text{t}} (\bar{R}_{\text{gc}} \bar{T}_{\text{c}})} \quad (10)$$

また、 $\bar{X}$ と $\bar{F}$ は、混合比 (O/F) の微分を含む式である^{14, 15)}。式 (9) にラプラス変換を行うと次式を得る。

$$\begin{aligned} (\bar{\theta}_{\text{g}} s + 1) \tilde{P}_{\text{c}}(s) \\ = \bar{X} \tilde{\dot{w}}_{\text{Oi}}(s) e^{-\bar{\sigma}_{\text{OT}} s} + \bar{F} \tilde{\dot{w}}_{\text{Fi}}(s) e^{-\bar{\sigma}_{\text{FT}} s} + \frac{\bar{c}^*}{A_{\text{t}}} \Delta \dot{w}_{\text{b}}(s) \end{aligned} \quad (11)$$

ここで、酸化剤と燃料の噴射器を含めた供給系の線形化したインピーダンスをそれぞれ $Z_{\text{OS}}(s)$ および $Z_{\text{FS}}(s)$ とすると、酸化剤と燃料の流量変動は次のように書ける。

$$\tilde{\dot{w}}_{\text{Oi}}(s) = -\frac{1}{Z_{\text{OS}}(s)} \tilde{P}_{\text{ci}}(s) \quad (12)$$

$$\tilde{\dot{w}}_{\text{Fi}}(s) = -\frac{1}{Z_{\text{FS}}(s)} \tilde{P}_{\text{ci}}(s) \quad (13)$$

ここで P_{ci} は噴射器面における燃焼器の総圧を示す。 P_{c} はノズル入口における燃焼器総圧であり、両者の比は次のように書ける。

$$\frac{P_{\text{ci}}}{P_{\text{c}}} = \frac{1 + \bar{\gamma}_{\text{c}} \bar{M}_{\text{c}}^2}{\left[1 + \left(\frac{\bar{\gamma}_{\text{c}} - 1}{2} \right) \bar{M}_{\text{c}}^2 \right]^{\bar{\gamma}_{\text{c}}/(\bar{\gamma}_{\text{c}} - 1)}} = \bar{K}_{\text{c}} \quad (14)$$

式 (12), (13), (14) を式 (11) に代入して整理すると次の伝達関数を得る。

$$\frac{\tilde{P}_{\text{c}}(s)}{\Delta \dot{w}_{\text{b}}(s)} = \frac{\frac{\bar{c}^*}{A_{\text{t}}}}{\bar{\theta}_{\text{g}} s + 1 + \frac{\bar{X} \bar{K}_{\text{c}}}{Z_{\text{OS}}(s)} e^{-\bar{\sigma}_{\text{OT}} s} + \frac{\bar{F} \bar{K}_{\text{c}}}{Z_{\text{FS}}(s)} e^{-\bar{\sigma}_{\text{FT}} s}} \quad (15)$$

この伝達関数は、燃焼ガス発生割合の変動に対するノズル入口総圧の応答を表す。式 (3) にあらわれる酸素蒸発遅れ時間 $\bar{\sigma}_{\text{OV}}$ は次式で与えている。

$$\bar{\sigma}_{\text{OV}} = \bar{\ell}_{50} / \bar{v}_{\text{Oi}} \quad (16)$$

ここで $\bar{v}_{\text{Oi}}$ は酸化剤の噴射速度、 $\bar{\ell}_{50}$ は酸化剤が 50% 蒸発するのに必要な長さである。 $\bar{\ell}_{50}$ は Priem-Heidmann model¹⁶⁾ を用いると次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \bar{\ell}_{50} = 0.0699 \\ \times \frac{\epsilon_{\text{c}}^{0.44} \left(1 - \frac{\bar{T}}{\bar{T}_{\text{cr}}} \right)^{0.4} \left(\frac{\bar{d}_{30}}{1.524 \times 10^{-4}} \right)^{1.45} \left(\frac{V_{\text{onj}}}{30.5} \right)^{0.75} \left(\frac{M_{\text{g}}}{100} \right)^{0.35} \left(\frac{H}{3.26 \times 10^5} \right)^{0.8}}{\left(\frac{\bar{P}_{\text{c}}}{2.07 \times 10^6} \right)^{0.66}} \end{aligned} \quad (17)$$

また、燃料の蒸発時間遅れ $\bar{\sigma}_{\text{FV}}$ はゼロと置く。

$$\bar{\sigma}_{\text{FV}} = 0 \quad (18)$$

以上で Szuch の理論の概略を示した。

次の問題は、本燃焼システムにここで示した Szuch モデルにここで観察した可視化実験の結果をどのように反映するかの問題となる。本試験では、低周波振動燃焼中の液体酸素噴流の分裂過程を観察した。ここに見るように液体酸

素噴流のコア部の分裂には、その後の蒸発遅れや燃焼遅れに比較して、かなりの時間（距離）がかかることがわかる。これまでの液体酸素/ガス水素を推進薬とする同軸噴射器の燃焼過程の観察^{1, 2)}でも、中央噴流コア部が分裂にかなりの時間（距離）を必要とし、その後に急速な微粒化・蒸発・燃焼の過程が進むことが観察されている。これに対して Szuch は、上に示したように、酸素の蒸発遅れ $\bar{\sigma}_{OV}$ と酸素・水素の混合・反応時間遅れ $\bar{\sigma}_m$ を仮定しているが、分裂遅れ時間は含めていない。そこで、ここでは可視化結果に基づいて、分裂遅れ時間 $\bar{\sigma}_{BUP}$ を導入することとした。すなわち、酸素の燃焼時間遅れは、分裂遅れ時間 $\bar{\sigma}_{BUP}$ と蒸発遅れ $\bar{\sigma}_{OV}$ と混合・反応時間遅れ $\bar{\sigma}_m$ の和であらわされると仮定した。

$$\bar{\sigma}_{OT} = \bar{\sigma}_{BUP} + \bar{\sigma}_{OV} + \bar{\sigma}_m \quad (3')$$

ここで、 $\bar{\sigma}_{BUP}$ は酸素噴流の分裂長さを酸素の噴流速度で除すことにより得られるとした。ただし、酸素噴流速度は本可視化試験（第 13 図）では、燃焼器内で周囲燃料流により加速される傾向にあることを示したが、ここでは、簡単化のため、この加速を無視し、酸素噴流速度は酸素噴射速度に等しいとした。

$$\bar{\sigma}_{BUP} = \ell_{BUP} / \bar{v}_{Oi} \quad (19)$$

同軸噴流の分裂長さに対する実験式が Woodward ら¹⁷⁾ により求められ、次式で与えられている。

$$\frac{\ell_{BUP}}{d_O} = 0.0095 \left(\frac{\rho_g}{\rho_O} \right)^{-0.36/Z} (Re_d)^{0.68} (We_g)^{-0.22/Z} \quad (20)$$

$$Z = \frac{\sqrt{\gamma R}}{\sqrt{(\gamma R)_{N_2}}} \quad (21)$$

$$We_g = \rho_g (V_{Fi} - V_{Oi})^2 d_O / \sigma \quad (22)$$

$$Re_d = \rho_O V_O d_O / \mu_O \quad (23)$$

以上の式を本燃焼試験の代表的な試験条件

$$P_c = 1.66 \text{ (MPa)}, \quad O / F = 2.0, \quad V_{Oi} = 2.54 \text{ (m/s)}$$

$$V_{Fi} = 577 \text{ (m/s)}, \quad d_O = 0.0053 \text{ (m)}$$

に適用し、蒸発距離および酸素噴流の分裂長さをもとめると、

$$\bar{\ell}_{50} = 0.00235 \text{ (m)} \quad \text{および} \quad \bar{\ell}_{BUP} = 0.271 \text{ (m)}$$

となった。これから、Woodward らの式から計算される酸素噴流の分裂長さは、本実験の観察結果に比べて著しく長いことがわかった。この違いは Woodward らの式がコールドフロー試験を基にしているためであって、基本的には正しいものと仮定し、経験定数 C_{BUP} を乗じて実験結果と合わせることとした。すなわち、

$$\frac{\ell_{BUP}}{d_O} = C_{BUP} \quad (254)$$

第 16 図 推進薬供給系の等価電気回路

$$\times 0.0095 \left(\frac{\rho_g}{\rho_O} \right)^{-0.36/Z} (Re_d)^{0.68} (We_g)^{-0.22/Z} \quad (20')$$

$C_{BUP} = 0.35$ として、 $\bar{\ell}_{BUP} + \bar{\ell}_{50} \cong 0.10 \text{ (m)}$ として観察した分裂長さのほぼ最大値に合わせた。なお、可視化観察によれば、低周波振動燃焼するときの分裂長さは約 25 ~ 110 mm で振動しており、それをここでは最大値に近い一定値と仮定したことになる。

第 16 図は、本燃焼システムの安定解析で仮定した供給システムの等価電気回路を示す。ここでの安定解析では、ヘリウムラインの影響は小さいと仮定して無視した。酸素供給ラインのインピーダンスは、酸素配管の抵抗、キャパシタンス、インダクタンス、噴射器マニホールドの抵抗、キャパシタンス、インダクタンス、LOX 噴孔の抵抗、インダクタンス、水素配管の抵抗、キャパシタンス、水素噴射器マニホールドの抵抗、キャパシタンス、インダクタンスを配管および噴射器形状から計算した。また、LOX 噴射器マニホールドのキャパシタンスの計算では、酸素の 2 相流化を考慮して空洞率 V_{oid} を導入した。すなわちキャパシタンスを求める際に用いる LOX の体積弾性率 B_O は、次の式 (24) から計算した。すなわち、酸素ガスの比熱比を γ_O 、酸素ガスの体積弾性率を $B_{Og} = \gamma_O P_{Oi}$ 、LOX の体積弾性率 B_{Ol} とすると、酸素噴射器マニホールドの体積弾性率 B_O は次式で与えられる。

$$B_O = \frac{B_{Ol} B_{Og}}{B_{Ol} V_{oid} + B_{Og} (1 - V_{oid})} \quad (24)$$

B_O を用いると、酸素噴射器マニホールドのキャパシタンス C_O は、噴射器マニホールドの体積を V_O とおいて、

$$C_O = \rho_O V_O / B_O \quad (25)$$

とあらわされる。

4.2 低周波振動解析の結果 式 (15) の右辺の分母を零とおいた次の式 (26) が特性方程式と呼ばれるもので、安定性の議論は、通常、この式を用いて行われる^{18, 19)}。

$$\bar{\theta}_g s + 1 + \frac{X \bar{K}_c}{Z_{OS}(s)} e^{-\bar{\sigma}_{OT}} + \frac{F \bar{K}_c}{Z_{FS}(s)} e^{-\bar{\sigma}_{FT}} = 0 \quad (26)$$

例えば Nyquist の安定判別法では、特性方程式 $F(s) = 0$ を $F(s) = f(s) + 1 = 0$ の形に書きなおして $f(s)$ を $f(s) = X + iY$ の形にあらし、 ω を 0 から $+\infty$ まで変化させて $f(s)$ の軌跡を複素面上に描き、この軌跡が臨界点 $(-1, i0)$ を左側に見れば安定、右側に見れば不安定であるとして系の安定不安定を判別する。また、安定限界法では、式 (26) で $s = i\omega$ において特性方程式を実数部と虚数部についての 2 つの式を作り、この 2 式から ω を消去して残りの安定境界におけるパラメータ間の関係式を得るものである。本燃焼システムの安定性についても Nyquist の安定判別法や安定境界法を用いて原理的には評価できる。しかし、本燃焼システムの安定性を定量評価する上で必要となる燃焼時間遅れ、各部の抵抗、キャパシタンス、インダクタンスなどの多くのパラメータの値を正確に与えることは、現時点ではできていない。このことから、現時点で計算に多大の労力を必要とする Nyquist の安定判別法や安定境界法を用いて本システムの安定性を厳密に評価することは妥当と思われない。そこで、ここでは簡便な方法として式 (15) から本システムの燃焼流量変動に対する圧力振動の増幅率を計算して、その安定性について定性的な評価をすることとした。すなわち、第 3 項で述べた実験結果の考察では、燃焼開始の過渡では、噴射器のマニホールド内の液体酸素の 2 相流化が低周波振動に支配的な影響を与えることを示唆した。ここではこの 2 相流化に伴って LOX の液柱分裂が促進され、かつ、酸素噴射器のマニホールド内の空洞率が大きくなると推定し、液柱分裂の補正係数 C_{BUP} [式 (20')] と空洞率 V_{oid} [式 (24)] をパラメトリックに変化させて圧力振動の増幅率を計算し、第 7 図に見られた始動過渡における周波数の変化との対応を探った。

第 17 図は、定常燃焼の作動条件を用い、 $P_c = 1.66 \text{ MPa}$ 、 $O/F = 2.0$ 、 $V_{oid} = 0$ として、液柱分裂の補正係数 C_{BUP} を 0 から 0.2 まで変化させたものである (注: $C_{BUP} = 0$ は、Szuch の original モデルに相当する。) これから、 $C_{BUP} = 0$ としたとき 0 ~ 600 Hz の範囲では、増幅率は 250 Hz 付近に唯一のピークをもつ。 C_{BUP} を増加させるに従い、250 Hz 付近のピークは、ピーク高さを上げつつ低い振動数側に移動する。また、 C_{BUP} を増加させるに従って高次のピークがいくつも現れる。

第 18 図と第 19 図は、空洞率 V_{oid} の影響を調べたものである。第 18 図は始動過渡の不安定の終了付近を模擬する条件として、 $P_c = 1.66 \text{ MPa}$ 、 $O/F = 2.0$ 、 $C_{BUP} = 0.2$ とし、酸素噴射器の空洞率 V_{oid} を 0.0 から 0.05 まで変化させた。これから、空洞率が大きくなるほど 50 Hz 付近の振動が減衰されることがわかった。このことは、始動過渡を考えると、時間の経過とともに 50 Hz 付近の低周波振動の振幅が増大することを示す。つぎの第 19 図は、始動過渡の初期の模擬として $P_c = 1.25 \text{ MPa}$ 、 $O/F = 1.9$ 、 $C_{BUP} = 0.01$ として V_{oid} を 0.0、0.005 および 0.01 の場合について計算したものである。第 18 図の $P_c = 1.66 \text{ MPa}$ 、 $O/F = 2.0$ 、 $C_{BUP} = 0.01$ で $V_{oid} = 0.0$ の計算値に比べると、全体的に増幅率が高い。これは燃焼圧、混合比、各部圧力の作動

第 17 図 Szuch モデルによる低周波振動解析の結果 (分裂長さの影響の評価)

第 18 図 Szuch モデルによる低周波振動解析の結果 (酸素マニホールドの空洞率の影響の評価、その 1)

第 19 図 Szuch モデルによる低周波振動解析の結果 (酸素マニホールドの空洞率の影響の評価、その 2)

条件の違いによる。この条件では、空洞率の影響は小さく、空洞率が大きくても 200 Hz 付近の振動は減衰しないことがわかる。

低周波振動解析の試算結果は、本試験で観察された始動

過渡の低周波振動の振動数の変化が、酸素噴射温度が時間とともに低下するのに伴って、液柱の分裂距離が時間の経過とともに長くなると空洞率が減ることでほぼ説明できることを示す。ただし、影響するパラメータが多く含まれるため、ここで示した解析結果は、一例に過ぎない。試験データと低周波振動解析の詳細な比較検討は、今後の課題である。

5. 結 論

本研究では、LOX/ガス水素を推進薬とするロケット燃焼器内を低周波燃焼振動条件で可視化できる観察窓付の燃焼器を開発し、低周波燃焼振動中の噴流の分裂、微粒化、蒸発、混合、燃焼の詳細な物理過程を高速ビデオで観察した。本試験では低周波振動観察のため燃焼圧 1.7 MPa、混合比 2.0 のスロットリング条件で実験を行った。実験では 2 種類の低周波燃焼振動が観察された。1 つは燃焼の開始過渡の 2 相流れに起因し、もう 1 つは、推進薬の噴射差圧が低いことに起因するものと推定された。本研究から、以下のことが明らかになった。

1. 燃焼圧振動は、約 200 Hz をピークとする振動から始まり、時間の経過とともに振動数が低下し約 100 Hz 付近になった所で約 50 Hz を主ピークとする振動に遷移した。
2. 振動モードの変化は、酸素噴射器マニホールドの 2 相流れと関連していると推察された。
3. 火炎の可視化観察から、火炎は、酸素噴流の周りに形成され、低周波の燃焼圧振動に同期して伸縮した。
4. 酸素の分裂距離、火炎の輻射強度そして燃焼圧は、低周波燃焼振動中は基本的に同位相で振動した。
5. 火炎は、最も収縮した条件でも常に酸素ポストの背後に付着して存在することが、観察された。
6. 酸素噴流の分裂長さは、燃焼開始過渡の低周波振動条件では約 5 ~ 110 mm、定常時の低周波振動条件では約 25 ~ 110 mm であり、始動過渡の方が最短の分裂長さは短いことがわかった。
7. 最下段の噴射要素では、燃焼器の軸に平行に噴射された噴流は、途中から下の壁に向けて曲げられ、酸素噴流は下の壁に衝突している。噴流が壁に衝突する点にはヒートマークが観察された。これはマルチ要素の場合の半径方向の流れの存在を示すものと考えられる。
8. 燃焼開始過渡に見られた低周波振動の原因を調べるため Szuch の低周波振動解析モデルに適用した。その結果、始動過渡では酸素の液柱分裂距離が短く、時間の経過とともに分裂距離が長くなると仮定すると低周波の燃焼振動数シフトの実験結果をほぼ説明できる。

参 考 文 献

- 1) Mayer, W. and Tamura, H.: Propellant Injection in a Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Engine, *J. Propul. Power*,

- 12 (1996), pp. 1137-1147.
- 2) Tamura, H. and Mayer, W.: Observation of a Single-Shear Coaxial Injector Spray in a LOX/GH2 Rocket Chamber, *Proceedings of the 20th International Space Technology Symposium*, 1996, pp. 36-44.
- 3) Mayer, W., Schik, A., Schweitzer, C. and Schaffler, M.: Injection and Mixing Processes in High Pressure LOX/GH2 Rocket Combustors, *AIAA Paper 96-2620*, 1996.
- 4) Wehrmeyer, J., Cramer, J., Eskridge, R. and Dobson, C.: UV Raman Diagnostics for Rocket Engine Injector Development, *AIAA Paper 97-2843*, 1997.
- 5) Yeralan, S., Pal, A. and Santoro, R. J.: Major Species and Temperature Profiles of LOX/GH2 Combustion, *AIAA Paper 97-2940*, 1997.
- 6) Mayer, W., Schik, A., Vieille, B., Chaveau, C., Goekalp, I., Talley, D. and Woodward, R.: Experimental Investigation of Shear Coaxial Cryogenic Jet Flames, *J. Propul. Power*, **14** (1998), pp. 835-842.
- 7) Oschwald, M., Schik, A., Klar, M. and Mayer, W.: Investigation of Coaxial LN2/GH2-Injection at Supercritical Pressure by Spontaneous Raman Scattering, *AIAA Paper 99-2887*, 1999.
- 8) Candel, S., Herding, G., Synder, R., Scoufflaire, P., Rolon, C., Vingert, L., Habiballah, M., Grisch, F., Pealat, M., Bouchardy, P., Stepowski, D., Cessou, A. and Colin, P.: Experimental Investigation of Shear Coaxial Cryogenic Jet Flames, *J. Propul. Power*, **14** (1998), pp. 826-834.
- 9) Ivannic, B., Mayer, W., Krulle, G. and Bruggemann, D.: Experimental and Numerical Investigation on Time and Length Scales in LOX/GH2-Rocket Combustors, *AIAA Paper 99-2211*, 1999.
- 10) Lawhead, R. B.: Photographic Studies of Combustion Processes in Liquid Propellant Rockets, *Eighth Symposium (International) on Combustion*, The Combustion Institute, Baltimore, 1962, pp. 1140-1151.
- 11) Levine, R. S.: Experimental Status of High Frequency Liquid Rocket Combustion Instability, *Tenth Symposium (International) Combustion*, The Combustion Institute, Cambridge, 1965, pp. 1083-1099.
- 12) Takahashi, M., Sakamoto, H., Sasaki, M., Tomita, T. and Tamura, H.: Observation of Combusting Flame during Unstable Combustion with Multi-Coaxial-Injection Elements with LOX/Hydrogen, *Proceedings of the 23rd International Space Technology Symposium*, 2002, pp. 150-156.
- 13) Tamura, H., Sakamoto, H., Takahashi, M., Sasaki, M., Onodera, T. and Tomita, T.: Observation of LOX/Hydrogen Combustion Flames in a Rocket Chamber during Chugging Instability, *AIAA Paper 2003-4756*, 2003.
- 14) Szuch, J. R.: Experimental Verification of a Double Dead-Time Model Describing Chugging in Liquid Bipropellant Rocket Engines, *NASA TN D-4564*, 1968.
- 15) Szuch, J.R.: Digital Computer Program for Analysis of Chugging Instabilities, *NASA TN D-7026*, 1970.
- 16) Priem, R. J. and Heidmann, M.F.: Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket Engine Combustion Chambers, *NASA TR R-67*, 1960.
- 17) Woodward, R. D., Pal, S., Santoro, R. J. and Kuo, K.: Measurement of Core Structure of Coaxial Jets Under Cold-Flow and Hot-Fire Conditions, Edited by Kuo, K. K., *Recent Advances in Spray Combustion: Spray Atomization and Drop Burning Phenomena Volume I*, AIAA, Virginia, 1996, pp. 185-209.
- 18) 木村逸郎: ロケット工学, 養賢堂, 東京, 1993, pp. 374-378.
- 19) Hartje, D. T. and Reardon, F. H.: Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, *NASA SP-194*, 1972, pp. 251-257.