



研究論文

リセス付き矩形同軸型噴射器内の流動不安定現象

Flow Instability in Rectangular Coaxial Injector with a Recessed Inner Post

布目 佳央,
(Yoshio Nunome)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

田村 洋,
(Hiroshi Tamura)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

小野寺 卓郎,
(Takuo Onodera)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

坂本 博,
(Hirosaki Sakamoto)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

熊川 彰長,
(Akinaga Kumakawa)
宇宙航空研究開発機構
(JAXA)

稲村 隆夫
(Takao Inamura)
弘前大学
(Univ. of Hirosaki)

An injector of a rectangular cross section with a recess of central post which modeled a shear coaxial injector of liquid rocket engines was made. The injector was made of transparent acrylic glass to observe the disintegration phenomenon in the recess. Cold flow tests with water and nitrogen gas with ambient pressures of 0.2, 0.3 and 0.4 MPa were conducted. Results showed there is a condition that the flow in the recess is choked with two-phase flow. The choked flow accompanies a vibration of the central post thus the significant change of disintegration pattern from a moderate disintegration to a violent disintegration. The known transition from a fiber type flow to a super-pulsating disintegration flow reported by Chigier and Reitz was also observed with non-choked conditions. The boundaries of the transitions were found to be arranged by certain values of $ReL/Wed^{0.5}$ for each recess depth including the two phase choked flow condition. This means the transition from a fiber type flow to a super-pulsating disintegration leads to the transition from a non-choked flow to a choked flow.

Keywords: H-II A, Coaxial Injector, Liquid Rocket Engine, Discharge Coefficient, Instability, Super-pulsating Disintegration, Two-phase Flow, Choked Flow.

1. はじめに

H-II A ロケットの第1段、第2段エンジンに代表される酸素・水素を推進剤とする液体ロケットエンジンの噴射器には、同軸型噴射器が広く採用されている。同軸型噴射器は、LOXポストと呼ばれる中央の管から液体酸素を低速で噴射し、その周りの環状の隙間から高速で水素を噴射する。そして、両推進剤の噴射速度の差を利用することで微粒化・混合を図り、燃焼させる。構造は極めてシンプルであり、優れた燃焼効率と燃焼安定性を示す噴射器であると一般に考えられている。しかし、実際のロケット噴射器設計においては数多くの設計パラメータが存在する。そして、その設計パラメータやエンジン作動条件のわずかな違いが思わぬ燃焼特性の違いを生じる場合があることが、知られている。

ロケット噴射器を設計する上で、燃焼効率と燃焼安定性の向上は今でも大きな課題であり、両者が共存できる作動条件・噴射器形状を得るために様々な工夫がなされている。例えば、低周波燃焼振動の発生を防ぐため、適切な噴射差圧を与えることを目的としたオリフィスを噴射器の入口に設けている。また、微粒化の促進を目的に、LOXポストの出口を5~6度以内のテーパ形状とする設計や、LOXポストを噴射面より内側に僅かに凹ませたリセスと呼ばれる構造を採用している。リセスを設けると外乱の影響を受けにくく、高周波燃

焼振動に対する安定性が向上すること、さらに、リセス内での微粒化が促進され、燃焼効率の改善が図られることから、広く採用されている⁽¹⁾。

一方、リセス深さを深くすることで、高周波燃焼振動が発生した報告⁽²⁾もあり、噴射器形状や作動条件の僅かな違いにより、噴射過程と燃焼が連成した燃焼不安定が発生する場合がある。このような燃焼振動は、噴射連成燃焼振動 (high-frequency injection couple coupled combustion instability) と呼ばれ、J-2 エンジンの開発過程で最初に発見され、Hutt and Rocker⁽³⁾ によってある一つの解決方法が示された⁽³⁾。しかし、彼らの解析手法には、高周波燃焼振動に対するリセスの影響は評価されていない。リセスの特性についての研究には、八柳ら⁽⁴⁾によって、リセス内の静圧分布を実験的に測定し、リセス領域内の流れ計算を可能とする解析モデルを構築し、それ以降の気相速度および液滴速度の予測した。また、Kendrickら⁽⁵⁾や Tripathi ら⁽⁶⁾はリセス内の流れを1次元流れと仮定して、リセス内の圧力損失を見積もる解析手法を提案した。Kim and Heister⁽⁷⁾は同軸型噴流のリセス内の流体力学的不安定について、特に同軸型噴射器内の Self-Oscillation あるいは Self-Pulsation に着目して、二次元および三次元で不安定流れを解析した。そして、気相と液相の速度の不連続性による Kelvin-Helmholtz 不安定が燃焼不安定に関連する流動不安定を引き起こす事を示唆した。

また、微粒化の観点からは、液噴流に旋回をかけた旋回型の同軸噴射器について、Bazarov ら^{(8)~(10)}は、噴流の分裂過程

原稿受付：2008年12月16日

で振動が発生することを実験と解析から示し、それらを Self-Oscillation あるいは Self-Pulsation と呼んだ。また、彼らは、これらの振動はリセス内で中央噴流が広がることで、ガス噴流の流路を塞ぐことに起因しており、高周波燃焼振動の原因になりうる事を報告している。

Chigier and Reitz⁽¹¹⁾は、リセスのない同軸型噴射器について微粒化過程を詳細に調べ、液の Reynolds 数に比べてガス流の Weber 数が十分に大きくなると液噴流が激しく振動して分裂することを指摘して、これを Super-Pulsating と呼んだ。また、この現象は $Re/(We)^{0.5} < 100$ の領域で発生することを示した。このように、リセス内の噴流の微粒化、混合、蒸発、燃焼についての研究、そして、噴流のヘルムホルツ不安定の研究がある。しかし、リセス内を実際に可視化し、その物理現象を明らかにした研究はない。また、微粒化の観点から行われるこれらの試験は、液体酸素と比重が近く、取扱いが簡便な事から水を使用した亜臨界圧条件下で行われる事が多く^(4,8,11,12)、本試験も例外ではない。

実際の液酸/液水ロケット燃焼器では、液状態に噴射される酸素の臨界圧 (5 MPa) に対して、一般に初段エンジンは超臨界圧条件、上段エンジンでは亜臨界条件下での燃焼である。メカニズムが同じか否かは不明だが、リセスのある噴射器による燃焼試験において、類似な不安定燃焼現象が各々の作動条件下で確認されている⁽²⁾。

このような背景から、本研究では、ロケットエンジンで広く用いられているリセスのある同軸型噴射器について、リセス内の可視化とリセス内圧力測定を実施した。そして噴流形態と圧損特性の関係を明らかにし、また、上述したような流体力学的な振動がどのような領域で発生するかを調べることを主な目的とした。また、超臨界圧・亜臨界圧による作動条件によらず使用できるパラメータである速度比や運動量比によって整理することで、これまで確認されている不安定燃焼現象の体系化を図る。その第一歩として、まず亜臨界条件下での水噴霧試験について報告する。

2. 実験装置および実験方法

ロケットエンジンの同軸型噴射器を模擬したリセス付き矩形同軸型噴射器の概略図を図 1 に示す。リセス内の噴流の分裂の様子を外部から可視化して詳しく観察できるようにするため、噴射器は透明アクリル製とし、噴孔は矩形とした。噴射器の噴孔は、幅 8.0 mm、高さ 4.02 mm の角孔の中央に 4.02 x 4.02 mm (肉厚 0.31 mm) のステンレス製の管を噴射面より内側にくぼませた形で差し込んだものである。この噴射面から中央噴孔までの距離をリセス深さ、R と定義し、0d, 0.5d, 1.0d, 1.5d の 4 条件で試験可能である。ここで d は、中央管の内側の一辺長さ 3.4 mm とした。使用流体には水とガス窒素を用い、中央管から水を、その両側の 1.99 x 4.02 mm の開口部からはガス窒素を噴射した。

試験は圧力容器中に噴射器を設置して、雰囲気圧力、 P_b (以後、背圧と記す) を 0.2 MPa, 0.3 MPa, 0.4 MPa の 3 条件下で行った。背圧一定の条件下で、水の噴射速度条件をそれぞれ 7.0, 8.8, 10.5, 12.3 m/s と 4 種類の速度に保ち、窒素の噴射速度を 130 m/s から 340 m/s まで徐々に増加させ、噴流の分裂状況を観察し、噴射器の流出係数や噴射圧損などの特性を調べた。なお、本試験では、窒素の音速に近いおよそ 340 m/s まで噴射速度を増加させたが、実際に微粒化形態等に様々な変化が現れたのは、300 m/s 以下であった。そのため、ここでは窒素がチョークしたことによる噴流への影響はないと判断した。

噴流の分裂の様子を、閃光時間 180 nsec のストロボライトをバックライトに用い、スチールカメラによる撮影を行った。

更に、毎秒 15625 コマの高速度ビデオ撮影も実施した。また、リセス内の圧力分布を図 2 に示すように、軸方向 4 か所の位置で測定した。

本研究で用いた液側の流出係数は、噴孔を単純なオリフィスと考え、非圧縮性のベルヌーイ式から求めた以下に示す式 (1) で定義した。すなわち、水の質量流量、 M_L 、上流圧を噴射圧、 $P_{i,L}$ 、下流圧を背圧、 P_b として、液側の流出係数 Cd_L を求めた。ここで下付添字、L は液側を表す。

$$Cd_L = \frac{M_L}{A_L \sqrt{2\rho_{i,L}(P_{i,L}-P_b)}} = \frac{M_L}{A_L \sqrt{2\rho_{i,L}\Delta P_{i,L}}} \quad (1)$$

ここで、

$$\Delta P_{i,L} = P_{i,L} - P_b$$

である。また、 $\rho_{i,L}$ は噴射器マニホールドにおける密度、そして A_L は、液の噴孔出口端面積である。

リセスのない噴射器の Cd_L は、中央管内の圧力降下のみで決まるため液流量の変化に応じて変化する。これに対して、リセスのある噴射器の Cd_L は、中央管内の圧力降下に加えてリセス内の圧力の変化により変化するため、ガス流量とリセス深さの影響を受けて変化する。

ガス側の噴射速度の推算には、液噴孔出口端における両側のガス噴孔面積の和 A_G を用いた。ここで下付添字 G はガス側を表す。

それぞれの噴射速度、 U_L および U_G は、質量流量、 M_L および M_G と図 1 左側に示す噴射器内の流路部の圧力と温度から物性テーブルを用いて求めた密度、 $\rho_{b,L}$ および $\rho_{b,G}$ 、流路断面積 A_L 、 A_G を用いて式 (2) で求めた。

$$U_x = \frac{M_x}{A_x \rho_{b,x}} \quad (x=L,G) \quad (2)$$

本試験におけるチャンバー圧と流路部での圧力との差は小さいことから、噴射器マニホールドからチャンバーまでの流れを周囲から熱をもらっての等温膨張と考え、噴射器内の流路部の圧力はチャンバー圧、温度は噴射器マニホールド部で測定した噴射温度を使用した。

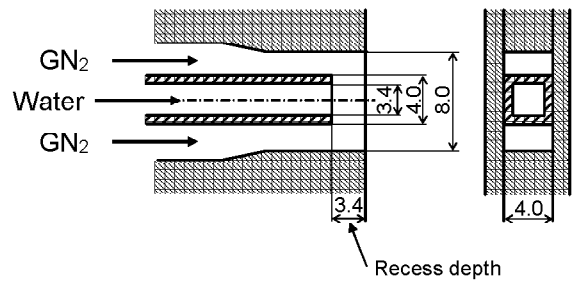


Fig.1 Experimental apparatus

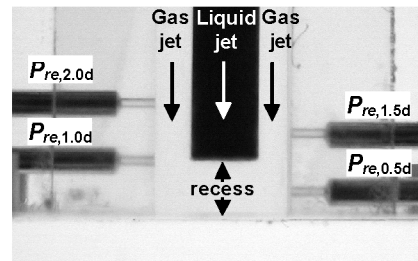


Fig.2 Measurement points of pressures in the recess

水の質量流量, M_L およびガス窒素の質量流量, M_G は, 噴射器上流に設けたタービン流量計およびオリフィス流量計により測定した体積流量と流量計部での圧力, 温度から物性テーブルを用いて算出した密度の積から求めた。

また, 無次元パラメータとして, 液側レイノルズ数, Re_L およびウェーバ数, We_G を次のように定義した。

$$Re_L = \frac{U_L d}{\nu} \quad (3)$$

ここで, U_L は液噴射速度, ν は動粘性係数である。また, 代表長さを中央管の内側の一辺長さ, d とした。

$$We_G = \rho_{b,G} \frac{(U_G - U_L)^2 d}{\sigma} \quad (4)$$

ここで, $\rho_{b,G}$ は噴射器出口におけるガス密度, σ は液の表面張力である。

3. 実験結果および考察

3.1 噴射圧損特性

3.1.1 リセスが無い場合 (R=0d) の噴射差圧

リセスの影響を考察する際に, まずリセスが無い場合の噴射器特性を知る必要がある。図3はリセスが無い場合における液流量, M_L と液側噴射差圧, ΔP_L との関係について背圧, P_b をパラメータにして示したものである。液側の圧力損失は, 入口部の縮流による圧損と下流の摩擦による圧損からなる。図3から質量流量の増加に伴い, 噴射差圧は単調増加する。また, ガス噴射速度を約130~340 m/sの範囲で徐々に増加させても液流量が一定の場合には, 噴射差圧は変化しないことから, リセスが無い場合の噴射器では, ガス側と液側それぞれについて, 他方の流れに影響されない事が分かる。つまり, リセスの影響を評価する上で, リセスが無い場合の噴射器の流量と圧損の関係が基本となる。また, 図3から本研究で実

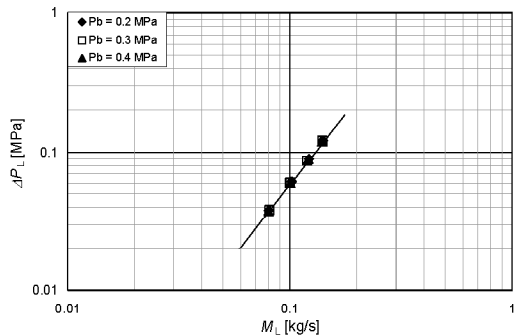


Fig.3 Relationship between liquid mass flow rate and injection pressure drop of liquid jet (R=0d)

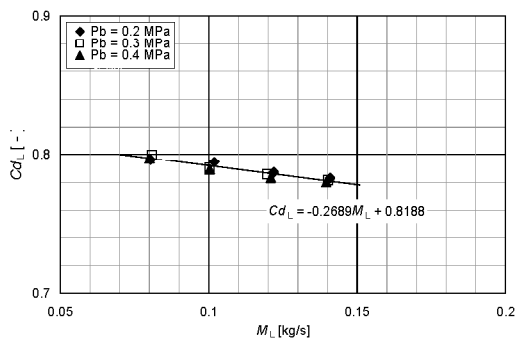


Fig.4 Relationship between liquid mass flow rate and discharge coefficient of liquid jet (R=0d)

施した試験条件下では, 背圧の影響は殆ど無視出来ることが分かる。

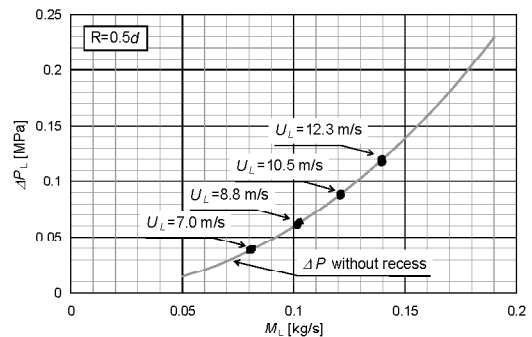
図4は液側の質量流量, M_L と噴射流出係数, Cd_L の関係について背圧をパラメータとして示したものである。図3と同様に, 背圧の影響は見られないが, 液側の噴射流出係数は0.78~0.80であり, M_L の増加とともに Cd_L は小さくなることを示す。後に述べるリセス内の噴流特性の分析では Cd_L が小さくなる理由は問わず, 実験事実としてそれを受け入れる。図4より, 最小自乗法により近似直線を求めると M_L と Cd_L との関係は式(5)のようになる。

$$Cd_L = -0.2689 M_L + 0.8188 \quad (5)$$

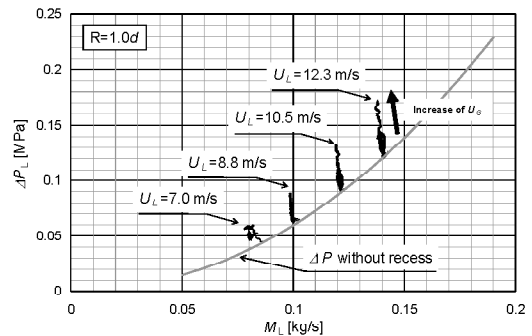
この関係がリセスのある噴孔でも成立すると仮定して液側噴孔内の圧力損失を算定し, この算定値とリセスのある噴射器のトータルの噴射差圧との差をリセス内圧損として見積もる。

3.1.2 リセスがある場合の噴射差圧

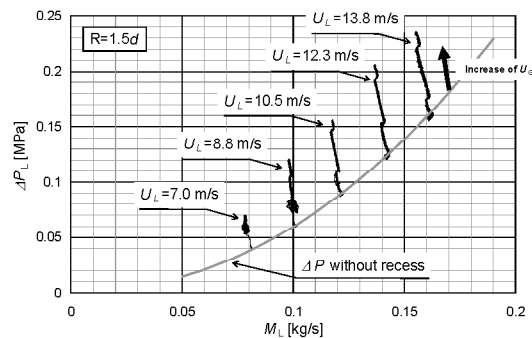
図5はそれぞれ(a)0.5d, (b)1.0d, (c)1.5dのリセスがある場合における液流量, M_L と液側噴射差圧, ΔP_L との関係を示し



(a) R=0.5d, $P_b=0.4$ MPa



(b) R=1.0d, $P_b=0.4$ MPa



(c) R=1.5d, $P_b=0.4$ MPa

Fig.5 Relationship between liquid mass flow rate and injection pressure drop of liquid jet

た例である。この場合の背圧は0.4 MPaである。図中のデータは、液側の流量、すなわち液噴射速度を 7.0, 8.8, 10.5, 12.3 m/s でそれぞれ一定に保ち、ガス噴射速度を約 130~340 m/s の範囲で徐々に増加させた場合の液側噴射差圧の変化を示す。それぞれの図中に示す曲線は、式 (1) および式 (5) から求めたリセス 0dにおける噴射差圧である。

図 5(a)より、リセス深さ 0.5d の場合、ガス流量に関係なく液側の噴射差圧は、リセスが無い場合と概ね一致する。一方、図 5(b), (c)より、リセス深さ 1.0d、および 1.5d の場合、ガス流量が少ない時の液側の噴射差圧はリセス無しの噴射差圧にほぼ一致し、ガス流量の増加とともにそのずれは大きくなっていることが分かる。つまり、このずれがリセス内でおこるガス流と液流の間の微粒化・蒸発・混合を伴う相互干渉による影響と見なすことができる。また図 5(a)~(c)の比較から、その影響はリセス深さが深くなるほどより顕著に表れるのが分かる。検討の結果、リセス深さを変えても基本的な傾向は変わらないことから、誌面の都合上、以下では、リセスの影響を最も強く受けるリセス 1.5d の場合の結果に焦点を絞って、さらに詳細な検討をする。

3.1.3 リセス 1.5dにおける噴射圧損特性

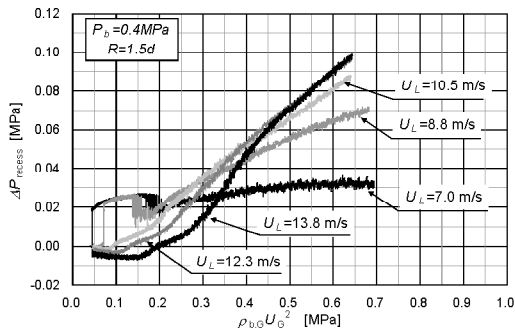
図 6(a)に液噴射速度をパラメータとして、リセス内圧損とガスの運動量の関係を示す。ここでリセス内圧損とは、リセス深さ 1.5d における噴射差圧とリセスが無い場合の噴射差圧の差を意味する。図 6(a)よりリセス内圧損は、ガスの運動量の増加と共に増加する傾向にある。また、紙面の都合から図は省略したが、背圧の異なる場合のリセス内圧損とガスの運動量の関係はこの図とよく似ている。液噴射速度が小さい噴射条件下では、リセス内圧損がステップ状の上昇および下降が観察される。このリセス内圧損のステップ状の上昇が現

れる液噴射速度の限界は、背圧の上昇とともに増加する傾向にある。また、リセス内圧損のステップ状上昇が現れた場合、更にガス噴射速度を上げると、今度はリセス内圧損のステップ状下降が現れる。ステップ状の下降が現れる付近では、圧損のステップ状上昇と下降を激しく繰り返す（これを Chattering と呼ぶ）。図 6(b)はガス噴射速度を上昇・下降させた場合について、リセス内圧損の特性を示しているが、これから Chattering 現象が、噴射速度の大きい側のみで観察される現象であることがわかる。

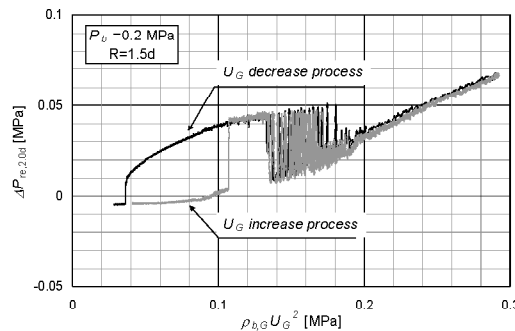
図 5 の説明で述べたようにリセス内圧損はリセス内における液とガスの相互干渉により生じるものであるが、図 6 から、リセス内圧損は液噴射速度が大きいほど、つまり液流量が大きいほど大きくなる傾向にあることがわかる。ただし、液流量をいくら増加してもある以上にはリセス内圧損が上昇しない上限の存在を窺わせる。このことは、リセス内圧損の機構が液流とガス流の運動量交換を要因とし、後で詳述するように、リセス内圧損の増大と共に、微粒化形態にも変化が現れることから、その運動量交換が微粒化促進に寄与している事を示唆している。また、リセス内圧損がステップ状に変化するの、液流とガス流が混合した噴霧流が、二相流の音速に達して閉塞することが要因であると推測される。

3.2 リセス内の流れ構造

図 7 にリセス深さ 1.5d、背圧 0.4 MPa、液噴射速度、 U_L がそれぞれ 8.8 m/s と 12.3 m/s の場合を例にとり、リセス内の圧力分布を示す。ガス供給圧を単調に増加させると、 $U_L=12.3$ m/s の条件下では、意図通りにガス噴射差圧、 $P_{i,G}-P_b$ は単調に増加するが、 $U_L=8.8$ m/s の条件下では、あるところで、ステップ状に増加し、次いでステップ状に減少する傾

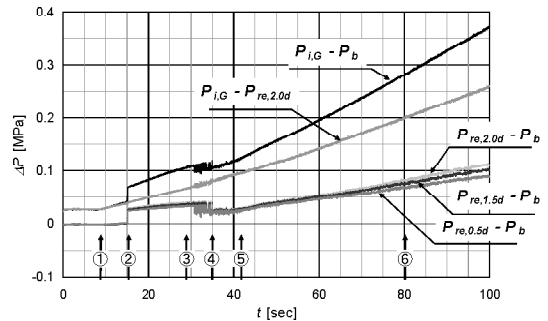


(a) R=1.5d, P_b=0.4 MPa

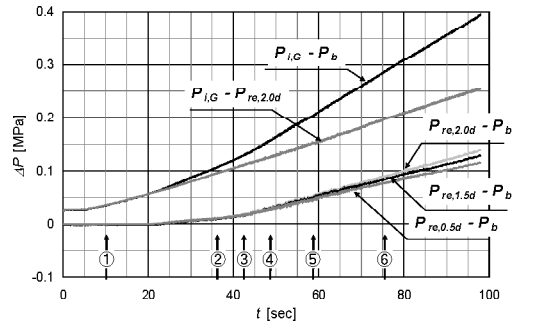


(b) R=1.5d, P_b=0.2 MPa, U_L=10.5 m/s

Fig.6 Relationship between momentum of gaseous jet and pressure drop in the recessed region



(a) P_b=0.4 MPa, U_L=8.8 m/s



(b) P_b=0.4 MPa, U_L=12.3 m/s

Fig.7 Histories of gas injection pressure drop and pressure drop in the recessed region(R=1.5d)

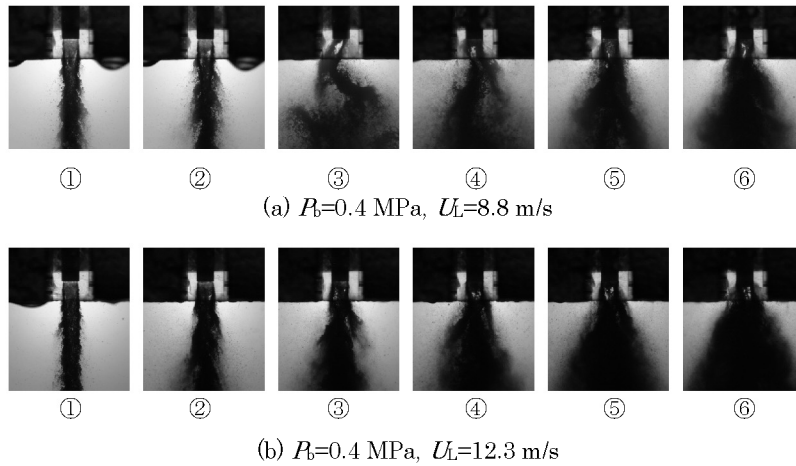


Fig.8 Variation of liquid jet disintegration with pressure drop in the recessed region(R=1.5d)

域が現れる。しかし、ステップ状の圧損がある場合でも、ガス噴射圧からリセス深さ 2.0d におけるリセス内圧力、 $P_{re,2.0d}$ を差し引いた $P_{i,G} - P_{re,2.0d}$ は、単調な増加を示すことから、この現象はリセス内で発生していることが分かる。

図 8 は、図 7(a)および図 7(b)のそれぞれの図中に示した①から⑥の時刻での噴流の瞬間画像である。図 7 との対応から、ガス噴射速度が小さい間は、リセス内圧損が殆ど増加せず、噴流の形態は Chigier and Reitz (11) の分類でいう "Fiber type" の噴流である。さらにガス噴射速度が増加していくと、リセス内圧損が次第に単調増加するとともに、噴霧角も徐々に大きく拡がり、その噴流形態は "Super-pulsating disintegration" の形態へと変化していくことが分かる。 $U_L=12.3$ m/s の条件下では、噴霧形態は徐々に遷移していくのに対し、 $U_L=8.8$ m/s の条件下では、リセス内圧損が突然ステップ状に上昇すると同時に、噴流形態も著しく変化した。その噴流形態は "Super-pulsating disintegration" の形態とは異なり、激しく蛇行する形態を示した。その後、リセス内圧損がステップ状に降下して、"Super-pulsating disintegration" の形態へと変化する。この現象については後に議論する。

図 7 および図 8 より、推定するリセス内の流れ構造は、流れ形態、液流量、ガス流量、周囲圧（背圧）の違いにより①未発達流、②発達流、③閉塞流の 3 つの流れ形態を取るというものである。流れ構造のイメージを図 9 に示す。

①の未発達流では、噴射器出口においても液流、ガス流、混合流が分離して噴出される。圧損は混合層流量が大きいほど、また、混合層の密度が大きいほど増大する。

②の発達流では、混合流が噴射器出口に到達する以前に噴孔断面全体を占め、噴射器出口からは混合流のみが噴出される。未発達流と同様、圧損は混合層流量が大きいほど、また、混合層の密度が大きいほど増大する。

③の閉塞流は、ガス流が消失し、噴射器出口からは混合流のみ、あるいは混合流と液流が噴出され、且つ、混合流の速度が二相流の音速に等しい流れ、つまり閉塞流状態である。流れが閉塞するため、圧損は増大する。ガス流量の割合が大きくなると、音速が急激に大きくなることから非閉塞流へと遷移する。

図 10 は空気・水二相流の音速とボイド率の関係を示す(13)。一様な空気・水の混合気では、その噴霧中の音速は気液のボイド率 f_g (ガスの容積割合) に支配され、 f_g が 1 より僅かに低

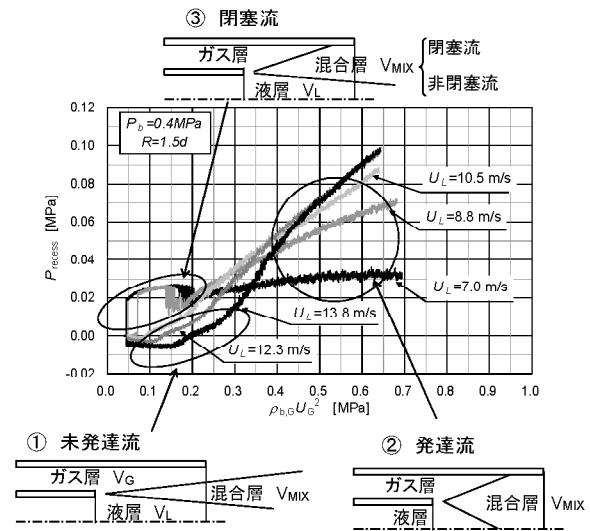


Fig.9 Estimated modes of liquid jet disintegration in the recessed region(R=1.5d)

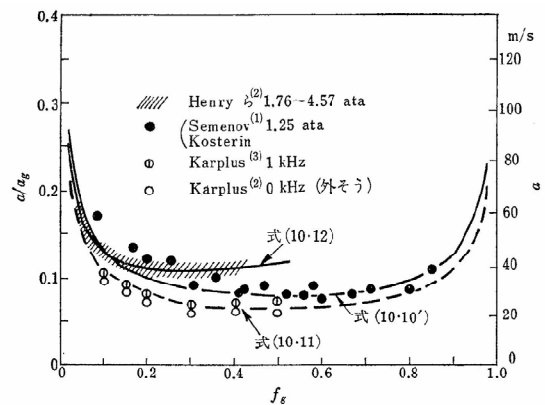


Fig.10 Sonic velocity in the two-phase flow [文献(13)より転載]

下すると気液混合気の音速は急激に低下し、空気単体の10分の1以下にまで低下することが示されている。リセス内の混合流におけるボイド率を定性的に見積もると、

- (i) f_g は、液・ガス体積流量比が大きいほど低下する。
- (ii) f_g は、微粒化が促進されるほど低下する。すなわち、噴射速度比 U_G/U_L が大きいほど f_g が低下する。

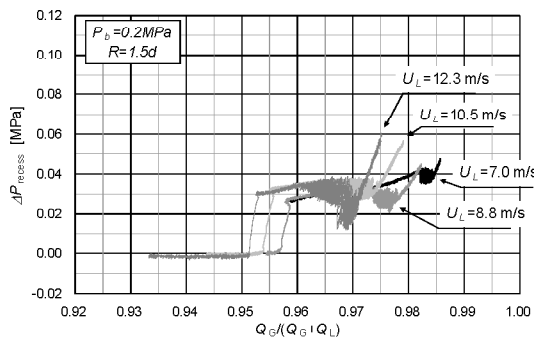
これから、流れが閉塞するためには、ボイド率が低い、ガス噴射速度が高い、且つ、噴射器出口までにガス流が消失し、混合流のみ、あるいは、混合流と液流が噴出される必要がある、と推定される。

3.3 閉塞流の発生パラメータ

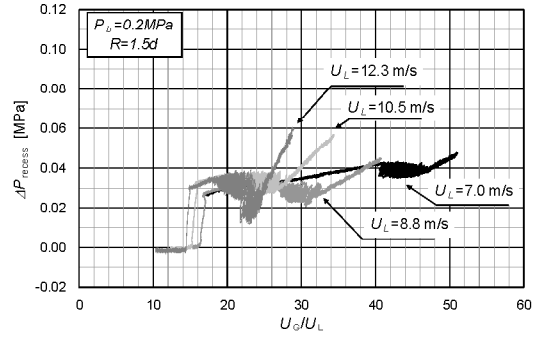
前節で推定した閉塞流の発生要因を検証するため、リセス

内圧損を様々なパラメータで再整理した。ボイド率は、液とガスの体積流量比に依存し、液流量が大きいほど低下することから、リセス内圧損をガスの体積流量割合、 $Q_G/(Q_G+Q_L)$ を横軸にして整理したものを図11に示す。図より、背圧が低いほど大きい液流量でも閉塞流が発生するのが分かる。このとき、本試験における閉塞流の発生域は体積流量比で概ね0.95~0.98である。しかし、リセス内圧損がステップ状の変化をする明確な閾値は得られていない。

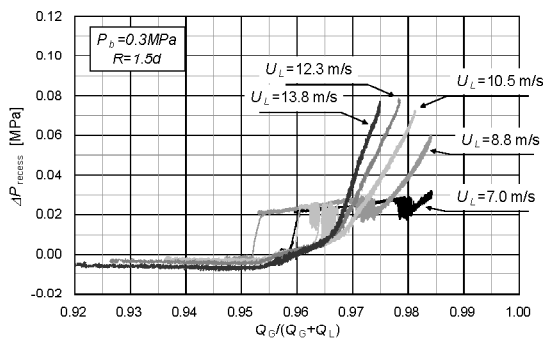
次に、図12にリセス内圧損を噴射速度比、 U_G/U_L を横軸にして整理したものを示す。閉塞流が発生する噴射速度比の閾値の下限値は、背圧に関係なく約14である。一方、閉塞流が消失する閾値の上限値は20~40と広く液噴射速度が同じ条件下では、背圧が小さいほどその上限値は増加する傾向がある。



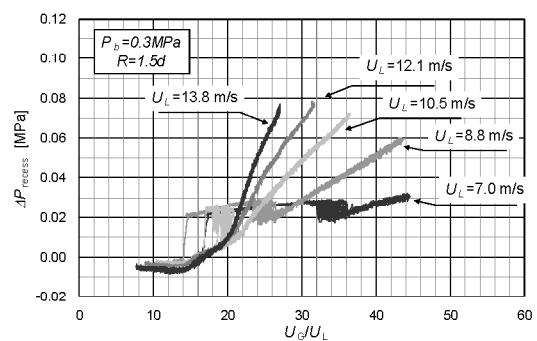
(a) $P_b=0.2$ MPa



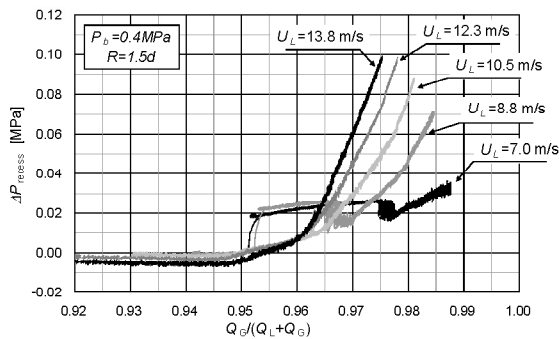
(a) $P_b=0.2$ MPa



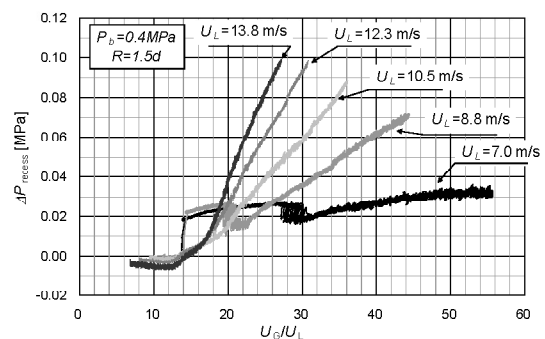
(b) $P_b=0.3$ MPa



(b) $P_b=0.3$ MPa



(c) $P_b=0.4$ MPa



(c) $P_b=0.4$ MPa

Fig.11 Variation of pressure drop in the recessed region with the ratio of the volume flow rate of gaseous jet to the total volume flow rate($R=1.5d$)

Fig.12 Variation of pressure drop in the recessed region with the injection velocity ratio($R=1.5d$)

しかし、リセス内圧損がステップ状の変化をする明確な閾値はここでも得られていない。これは、運動量比を横軸にとり、リセス内圧損を整理した場合も定性的にはほぼ一致した傾向を示す。

図13は、リセス内圧損をガス噴射速度、 U_G を横軸にして整理したもの示す。閉塞流が発生するガス噴射速度の閾値の下限値は背圧が下がるほど、あるいは液流量が大きいほど増加する傾向にある。一方、閉塞流が消失する閾値の上限値は、液噴射速度が同じ条件下では、背圧が低いほど増加し、同じ背圧条件下では、液流量が小さいほど増加する傾向がある。これは、ガス運動量を横軸にとって整理した場合も定性的にはほぼ一致した傾向を示す。以上のことから、閉塞流の発生に係わる支配要因はガス噴射速度およびガス運動量が最も関連性が高いと考えられる。

3.4 噴流の分類

図8(a)に示した噴流形態について、更に詳しく調べるため、

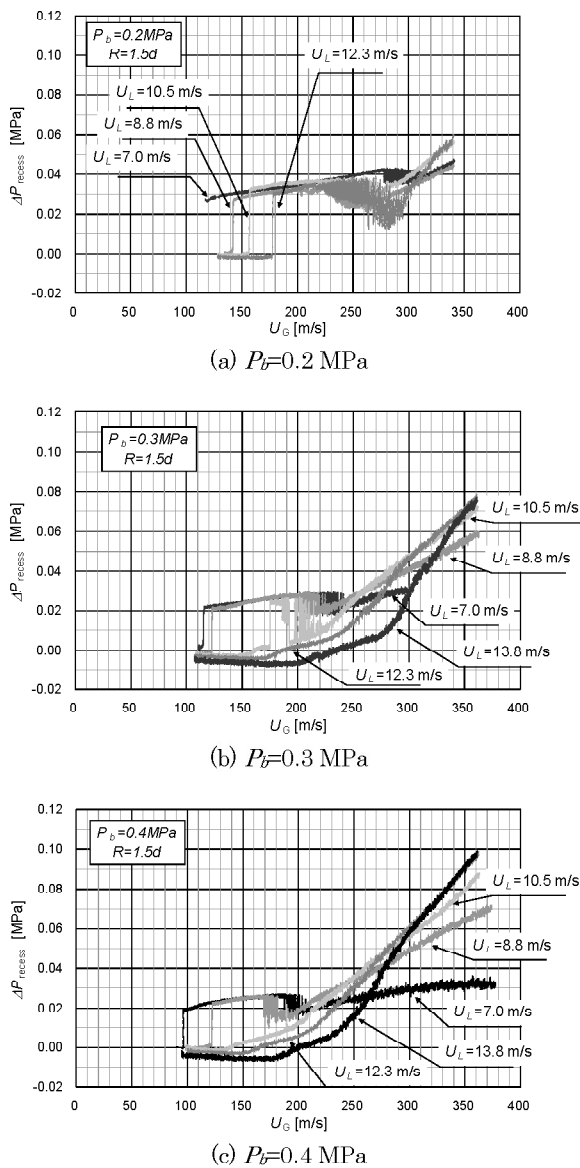


Fig.13 Variation of pressure drop in the recessed region with the gas injection velocity($R=1.5d$)

ハイスピードカメラによる撮影を行った。図14はリセス深さ $1.5d$ 、背圧 0.2 MPa 、液噴射速度 10.5 m/s の場合の液およびガスの噴射差圧、リセス内圧損と液およびガスの噴射速度の時系列データを示す。ここでは、ガス噴射速度を徐々に上げた。ついで、ガス噴射速度を徐々に下げる試験を実施した。図中に示す(A)~(F)は高速ビデオカメラによる撮影を行った時刻である。また、噴流の観察から噴流の微粒化形態を表1に示すように、I~VIの領域に分類してそれぞれ定義し、その微粒化形態が現れる範囲を図14に示した。また、各領域の代表的な噴流形態を図15に示す。

圧力状態からこれらの領域を説明すると、領域Iはリセス内圧損が負になる、つまりリセス内圧が背圧、 P_b よりも低い状態であり、領域IIはリセス内圧損が徐々に増加し始め、ス

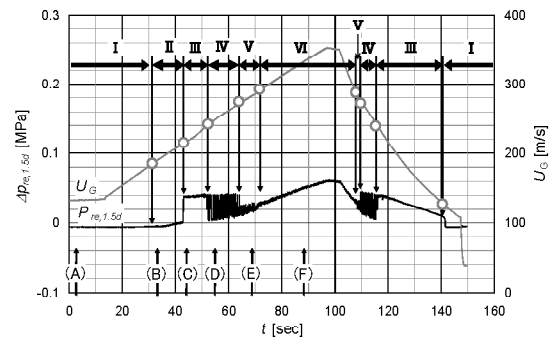


Fig.14 Histories of gas injection velocity and pressure drop in the recessed region($R=1.5d$, $P_b=0.2\text{ MPa}$, $U_L=10.5\text{ m/s}$)

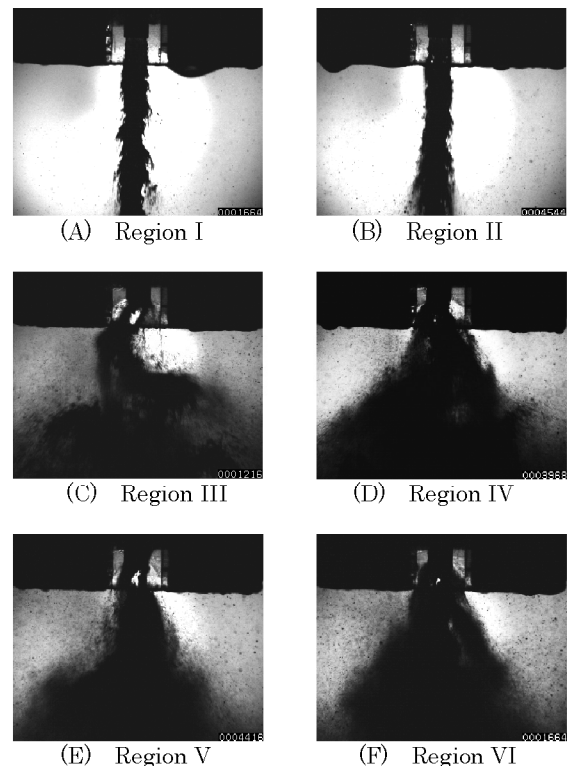


Fig.15 Photographs of liquid jet disintegration in the recessed region

Table 1. Classification of liquid jet disintegrations

分類	Chigier and Reitzによる微粒化形態	リセス内と出口近傍の微粒化形態	リセス内の状況	ポスト振動
I	Fiber type	枝状分裂流	未発達流／非閉塞流	静止
II	Fiber type	枝状分裂流	未発達流／非閉塞流 リセス内圧損は微増	静止
III	Super-pulsating disintegration	振動噴霧流	閉塞流／リセス内圧損はステップ状に上昇した後、ほぼ一定	振動 1250 Hz
IV	Super-pulsating disintegration	振動噴霧流	閉塞流限界／リセス内圧損は高い一定値と領域 II の上昇曲線との間を往復	振動
V	Super-pulsating disintegration	偏振動噴霧流	リセスの片側閉塞流限界／リセス内圧損は領域 II の上昇曲線上で小脈動	偏振動
VI	Super-pulsating disintegration	微細噴霧裂流	発達流／非閉塞流 リセス内圧損は領域 II の上昇曲線上	静止

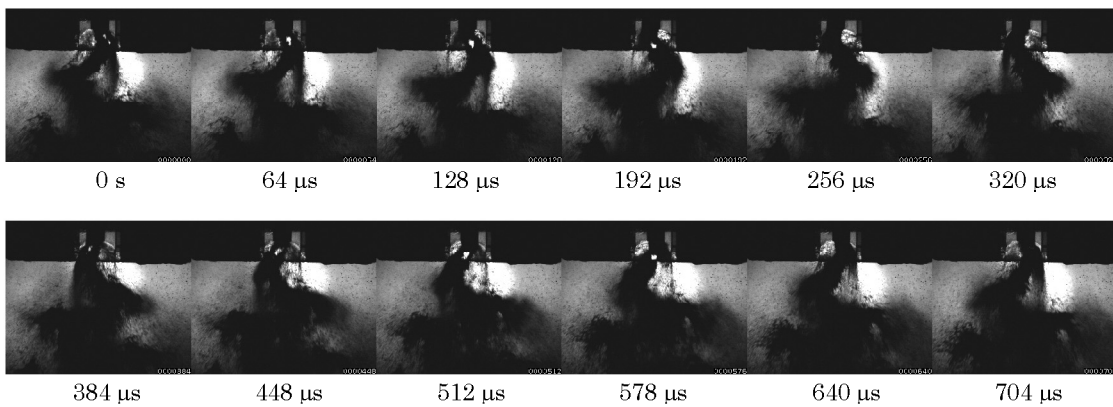


Fig.16 Sequential photographs of liquid jet disintegration with a vibration of the central post ($R=1.5d$, $P_b=0.2$ MPa, $U_L=10.46$ m/s)

テップ状に変化するまでの状態である。領域 I および II はいずれも "Fiber type" の噴流形態を示す。

領域 III は、領域 II の状態からリセス内圧損がステップ状に上昇し、ガス噴射差圧が増加しても液噴射差圧はほぼ不変となる領域である。また、このとき中央の管は激しく振動していることが高速度ビデオカメラによる映像から明らかになった。図 16 に高速度カメラによる撮影により観察した振動噴霧流の連続画像を示す。この図より、中心の管が大きく左右に振れているのが確認出来る。このときの振動周期は約 1250 Hz であり、中心管の振動固有値に非常に近い値である。図 8 において、噴流形態が "Super-pulsating disintegration" 流れの形態とは異なり、激しく蛇行する形態を示すことを示したが、その理由は中心管の左右の揺れと関連している。

領域 IV はガス噴射差圧がある限界値を超えた時に、液およびガス噴射差圧、リセス内圧損がステップ状の上昇・下降を繰り返す状態である。このときのリセス内圧損の下限値は、領域 II の圧損上昇曲線の延長上に概ね載るように見える。つまり、ガス噴射速度の上昇による差圧の純増分にリセス内の圧損が上乗せされた事によると考えられる。そして、領域 V は領域 II の上昇曲線の延長上付近でリセス内圧損が小さく脈動する領域であり、最後に領域 VI は各噴射差圧およびリセ

ス内圧損の脈動が治まり、領域 II の上昇曲線の延長上に載った状態である。このとき噴流形態は、すでに "Super-pulsating disintegration" 流れの形態へと変化している。

本試験では矩形噴射器を用いたため、中央の管は左右のみ振動し、噴流はこの中央管の動きにより左右に振動した。これに対し実際の円形の噴射器では、中央の管は左右に首を振るだけでなく、首を回転的に振る振動モードがある。この場合にはヘリカル状の噴霧の形成が予測される。しかし、このような中央管の振動モードの違いが、ここで述べたガス噴流と水噴流の運動量比あるいは速度比を閾値として発生する遷移点についての議論に対して、本質的な影響を及ぼすとは考えられない。ただし、中央管の振動を強制的に固定した噴射器とした場合には、ここでの観察結果が若干異なったものになる可能性はある。すなわち、ここで観察された閉塞流が発生する現象は、中央の管の振動に伴って形成される噴霧流に強い影響を受けている可能性は否定できない。すなわち、微粒化形態が II から、閉塞流領域の III・IV・V を経ずに、直接 VI へ遷移する可能性も残されている。このことを明らかにするため、中心管が振動しないように工夫した噴射器を使用した検証試験を予定している。

これまで筆者らの報告⁽¹²⁾では、噴流の突然の変化を "Fiber

type”の噴流から”Super-pulsating disintegration”流れへの遷移と捉え、Chigier and Reitz⁽¹¹⁾に倣ってそれを支配するパラメータ、 $Re_L/(We_g)^{0.5}$ を用い、その値が320で遷移するとした。しかし、本試験での結果は、リセスのある噴射器に見られる噴流の突然の変化は、リセス内で流れが突然に閉塞、あるいは閉塞から非閉塞に遷移し、この変化に伴って、中央管が大きく振動するためであることを示した。

中央管の振動の開始は、リセス内圧損のステップ状の上昇と噴流形態が”Fiber type”の噴流から”Super-pulsating disintegration”流れへの遷移と同時であることから、これらの現象の遷移を要因として発生していると推定される。すなわち、リセス内で”Super-pulsating disintegration”流れへ遷移することを契機に、リセス内の噴霧流の微粒化が促進され、噴霧流の混合が進むことにより噴霧流の音速が低下して閉塞流が発生する現象であると推定できる。

すなわち、リセス内のステップ状の変化は、”Fiber type”の噴流から”Super-pulsating disintegration”噴流への遷移が原因であって、その逆ではないと推定できる。そうであれば、リセス内のステップ状の変化のある場合も含めて、リセスのある場合の”Super-pulsating disintegration”流れへ遷移する閾値を求めることが出来る筈である。図17はFiber type”の噴流から”Super-pulsating disintegration”噴流へ遷移点を横軸に We_g 、縦軸に Re_L をとって、Chigier and Reitz⁽¹¹⁾による噴流の分類と併せて示した。ここで、閉塞流を伴う条件では、リセス内圧がステップ状に上昇する位置を閾値と見なした。その結果、リセス深さ毎のその閾値はある興味深い傾向を示した。すなわち、噴射器形状の違いはあるが、本試験で得られた各リセス深さの噴射器に対する”Super-pulsating disintegration”流れへ遷移する閾値は、Chigier and Reitzによって示されたリセス $0d$ における閾値 $Re_L/(We_g)^{0.5}=100$ とほ

ぼ並行に、リセス深さが深くなるにつれて We_g 数の小さい方向へシフトする。本実験で見出したリセスつき噴射器におけるそれらの値は概ね、 $0.5d$ で260、 $1.0d$ で320、 $1.5d$ で460となり、この事は、噴流形態が閉塞流となる噴射条件においても例外なく一致した。

本試験では、リセス内の可視化に着目するため、本来は軸対称であるべき噴射器を二次元形状に変更して試験を実施した。図17では、微粒化形態の分類に関してはChigier and Reitzによって示された軸対称型の噴射器による結果と定性的な一致を示した。しかし中心の管の振動モードについては、前述したように、ここで使用した二次元形状モデルと軸対称モデルの違いから、異なる振動モードを生じた可能性がある。すなわち、実際の軸対称噴射器では二次元の振動の他にヘリカル状の振動モードがあり、むしろ後者の振動の方がより一般的に発生する可能性が高い。

筆者らが実施した同軸型噴射器による液酸・液水燃焼試験⁽¹⁴⁾において、噴射圧力に大きな圧力ピークが発生した時に、中心の管の歪みにも同時に大きなピークが発生することが確認されていることから、実機においても同様な現象が十分に起こりうると考えられる。そのため、軸対称流れ場における中心の管の振動が、噴流振動へどのような影響を与えるかについての検討は今後の課題である。

4. まとめ

ロケットエンジンで広く用いられているリセスのある同軸型噴射器について、リセス内の流体力学的な不安定がどのような領域で発生するかを明らかにすることを主な目的として、水とガス窒素によるコールドフロー試験を実施した。リセス内の可視化とリセス内圧力測定から、噴流形態と圧損特性の関

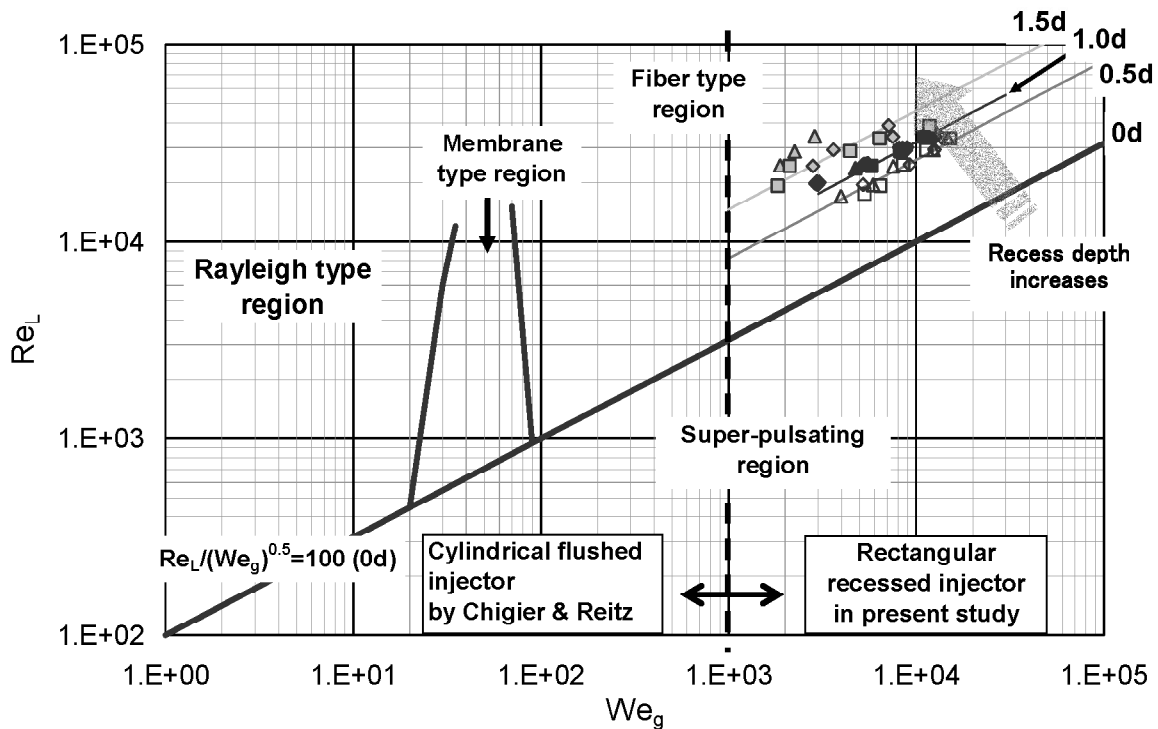


Fig.17 Mode of liquid jet disintegration in a coaxial injector

係を調べ、以下の知見を得た。

1. リセス深さを深くすると、ある水噴射速度でリセス内の圧損がステップ状に上昇または下降する現象が発生する領域が現れる。
2. このステップ状変化は、リセス内で流れが二相流の閉塞、あるいは逆に、閉塞から非閉塞に遷移することによる。
3. 非閉塞から閉塞への遷移に伴い、中央の管が大きく振動し、噴霧流が大きく蛇行する現象が発生する。
4. 水流量を一定とし、ガス流量を次第に増加させた場合のリセス内の流れ構造の変化は、未発達流、発達流、閉塞流の概ね3つに分類できる。
5. リセス内流れが非閉塞から閉塞へと遷移する現象は、Chigier and Reitzによって定義された"Fiber type"から"Super-pulsating disintegration"流れに遷移することを契機に発生していると推定できる。
6. リセスの無い同軸型噴射器について Chigier and Reitz が求めた"Super-pulsating disintegration"への遷移境界が $Re/(We^{0.5})=100$ であるのに対し、本実験で見出したリセスつき噴射器におけるそれらの値は概ね、 $0.5d$ で 260, $1.0d$ で 320, $1.5d$ で 460 となり、リセス深さが深いほど"Super-pulsating disintegration"領域が広がる。

実際の液体ロケット噴射器の燃焼試験でも本報で示した現象と類似した振動現象が観察されている。^{12,14}そのため、実際のロケット噴射器内でもここで報告した現象と類似な現象が発生しているように見える。しかし、作動流体が、本実験では水・ガス窒素であるのに対し、ロケットエンジンの場合は液体酸素・ガス水素あるいは液体酸素・ガスメタンであって、密度、表面張力、臨界圧力、臨界温度、環境圧力、温度等に大きな違いがある。また、液体ロケットエンジンの燃焼では、燃焼圧がしばしば液体酸素の臨界圧以上となる超臨界圧条件となり、本報の結果を単純に適用することはできない。ここで見出された現象とロケットエンジンで見られる現象との関連を調べることは、今後の課題である。

謝辞

本研究を実施するにあたって、当時、弘前大学理工学部稲村研究室に在籍した大学院生、尼ヶ崎真氏、前田卓氏の両名の多大な協力を得た。ここに記して謝意を表す。

文献

- (1) D. T. Harrje, Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, (1972).
- (2) 田村洋：液体ロケットエンジン噴射器内の流れと振動, 日本流体力学会誌, ながれ 24, (2005), 307-314.
- (3) J. J. Hutt and M. Rocker : High-Frequency Injection Coupled combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, (1995), 345-356.
- (4) 八柳信之: 気液同軸型噴射要素による噴霧流の実験及び解析(2), 航空宇宙技術研究所報告, TR-745, (1982)
- (5) D. Kendrick, G. Herding, P. Scoufflaire, C. Rolon and S. Candel : Effects of a Recess on Cryogenic Flame Stabilization, Combustion and Flame 118, (1999), 327-339.
- (6) A. Tripathi, M. Juniper, P. Scoufflaire, J.-C. Rolon, D. Durox and S. Candel : LOx Tube Recess in Cryogenic Flames Investigated Using OII and H₂O Emission, AIAA 99-2490, (1999).
- (7) B. Kim and S. D. Heister : Two-phase Modeling and Hydrodynamic Instability Study of Shear Coaxial

- Injector Flow, AIAA 2002-3696, (2002).
- (8) V. G. Bazarov : Self-Pulsations in Coaxial Injectors with Central Swirl Liquid Stage, AIAA 95-2358, (1995).
- (9) V. G. Bazarov : Non-Linear Interactions in Liquid-Propellant Rocket Engine Injectors, AIAA 98-4039, (1998).
- (10) V. G. Bazarov and V. Yang : Liquid Propellant Rocket Engine Injector Dynamics, J. Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, (1998), 797-806.
- (11) N. Chigier and R. Reitz : Regimes of Jet Breakup and Breakup Mechanisms (Physical Aspects), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 166, (1996), 109-134.
- (12) Y. Nunome, H. Sakamoto, H. Tamura, A. Kumakawa, S. Amagasaki and T. Inamura : An Experimental Study on Super-pulsating Flow in a Recessed Inner Post, AIAA 2007-5560, (2007).
- (13) 赤川浩爾 : 気液二相流, コロナ社 (1974), 226-246.
- (14) Y. Nunome, M. Takahashi, A. Kumakawa, K. Miyazaki, S. Yoshida and T. Onga : High-frequency Flame Oscillation Observed at a Coaxial LOX/LH2 Injector Element, AIAA 2008-4848, (2008).



布目 佳央
宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミ
ッション本部 宇宙輸送系推進技術研究
開発センター 開発員
宮城県角田市君萱字小金沢 1
Tel : 0224-68-6770
Fax : 0224-68-2343
E-mail : nunome.yoshio@jaxa.jp

略歴：2004年 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
博士後期課程修了，博士（工学）。同年，東北大学流体科学
研究所講師（研究機関研究員），2005年 宇宙航空研究開発
機構に入社。主として，液体ロケットエンジンの噴射器・燃
焼器に関する研究に従事。



田村 洋
宇宙航空研究開発機構
宇宙輸送ミッション本部
エンジン研究開発グループ 嘱託
〒981-1525 宮城県角田市君萱
字小金沢 1
Tel : 0224-68-6756
Fax : 0224-68-2343
E-mail : tamura.hiroshi@jaxa.jp

略歴：2004年 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
博士後期課程修了，博士（工学），主として液体ロケットエ
ンジンの燃焼に関する研究開発に従事。



小野寺 卓郎
宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミ
ッション本部 宇宙輸送系推進技術研究
開発センター 主任研究員
宮城県角田市君萱字小金沢 1
Tel : 0224-68-6760
Fax : 0224-68-2343
E-mail : onodera.takuo@jaxa.jp

略歴：1996年 東京大学大学院工学系研究科博士課程修了，
博士（工学）。同年，科学技術庁航空宇宙技術研究所（当時）
に入所。主として，ロケットエンジンの燃焼器に関する研究に
従事。



坂本 博
宇宙航空研究開発機構
宇宙輸送ミッション本部
先進技術研究グループ フェロー
宮城県角田市君萱字小金沢 1
Tel : 0224-68-6757
Fax : 0224-68-2343
E-mail : sakamoto.hiroshi@jaxa.jp

略歴：1967年 福島県立平工業高等学校電気科卒，1968年 航
空宇宙技術研究所角田支所に入所。これまでに液体ロケット
燃焼に関する研究および燃焼実験に従事。



熊川 彰長
宇宙航空研究開発機構
角田宇宙センター
領域リーダー
宮城県角田市君萱字小金沢 1
Tel : 0224-68-6749
Fax : 0224-68-2343
E-mail : kumakawa.akinaga@jaxa.jp

略歴：1975年3月 東北大学大学院工学研究科修士課程修了，
1975年4月航空宇宙技術研究所に入所。1995年 東北大学
大学院工学研究科博士後期課程修了 博士（工学）。これまで
に液体ロケット燃焼、冷却、材料に関する研究に従事。



稲村 隆夫
弘前大学大学院理工学研究科
知能機械システム工学専攻 教授
弘前市文京町3番地
Tel & Fax : 0172-39-3519
E-Mail: tina@cc.hirosaki-u.ac.jp

略歴：1981年 東北大学大学院工学研究科博士課程修了，工
学博士，1981年 東北大学工学部助手，1988年 東北大学工
学部助教授，1996年 弘前大学教授，主として液体の微粒化，
微粒化機構のモデリング，噴霧流動の数値シミュレーション，
流れの可視化の研究に従事。