

UDC 621.45.022.2 :
621.452.3.034.3

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-253

高圧燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動

堀内正司・中野篤治

1973年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年 6月	五代 富文, 岡部祐二郎 清水昭紀, 伊藤克弥 西村久男
TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用デジタル コントローラについて	1971年 7月	小川 鑛一, 島村正人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数 の推定について	1971年 7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシ ステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年 8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダ ンパの解析	1971年 9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 大野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測 定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性 試験	1972年 1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年 2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年 2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求 軽減法	1972年 2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性 能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年 7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性 能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年 7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年 5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能 試験	1972年 5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年 5月	谷 喬, 高島一明 関根英夫, 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年 5月	河崎俊夫, 齋藤秀夫 嶋武敏, 多田保夫 林洋一, 戸田慎一 日下和夫, 越中井映一 築地恒夫, 中井映一 森田甫之, 菊池孝男 高橋 実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年 5月	藤枝郭俊, 十河 弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差に よって生ずる飛しよう径路誤差の一考 察	1972年 5月	大月正男, 新宮博 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試 験	1972年 7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年 7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予 備実験	1972年 7月	鈴木邦男, 石井浅五郎

高圧燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動*

堀内正司**・中野篤治**

An Experimental Study on Spray Dispersion of Swirl Atomizers for High Pressure Combustors

By Shoji HORIUCHI and Tokuji NAKANO

Operating pressure has been increased up to 25-30 kg/cm² in the combustors which are recently developed for fan jet engines. The development of the high pressure combustors involves many complicated problems to be solved. An important problem among them is fuel dispersion in a combustor. The present study is on the characteristics of fuel dispersion in high pressure flows.

An experimental study on the spray dispersion was carried out by changing the ambient air pressure P_a of the swirl atomizers. Water was injected in still pressurized air and also in swirled flowfield by the atomizers. The pressure difference ΔP across the atomizers ranged from 5 to 40 kg/cm² and the ambient air pressure P_a ranged from 0 to 40 kg/cm²G.

The results show that the spray dispersion of each atomizer decreases by increasing the value of $\Delta P \cdot P_a^2$. The shape of the spray sheath in swirled air flowfield becomes stable, unstable and quasi-stable, depending on the injected momentum fluxes of spray and swirled flow.

1. まえがき

近年の商用航空機および輸送機は、高速化にともなうて起こる衝撃波の地上への影響、騒音の低減、滑走長さ、経済性等の問題から音速以下の速度で飛行する大型の航空機へと移ってきている¹⁾。このような航空機の問題に対して有利な条件をもつエンジンとしてファンジェットエンジンが利用され始めている。このエンジンは効率上昇の要求、金属材料の向上および種々要素の開発研究によってコアエンジンの高温高圧化をはかりつつある。例えば、すでに開発されている JT 9D および CF6 エンジン²⁾では圧縮比 24~30 になっているし、当研究所で開発研究を行なっているファンジェットエンジン FJR 710 では圧力比 20 を目標としている。このため高い圧力で作動する燃焼器の開発が要求されている。

20~30気圧で作動する高圧燃焼器内での流動現象、反応現象、熱移動現象等に対し 1~5 気圧程度で作動していたこれまでの燃焼器の場合より圧力による影響が非常に大きくなって来る。実際の燃焼器に適用する

面から見ると、これらの現象に対する圧力の効果については明らかになっていない部分が多い。このような現象が総合的に表われる実機高圧燃焼器の開発実験に先だて、実機燃焼器に近似した形状、作動条件を考慮しつつ各々の現象を分離した形で、現象ごとに圧力の影響を調べることは高圧燃焼器の開発にあたって重要なことである。

我々は高圧燃焼器に燃料を供給する手段として現在航空用燃焼器で最も多く使用されているうず巻噴射弁を使用した場合に燃焼器内空気圧力上昇によって起こる燃料噴霧の分散の変化を測定して、定性的な特性を得たので報告する。

2. 実験装置および測定方法

実験装置は適当な大きさの容器中に高圧空気を蓄積し、又は流しながら、その中へうず巻噴射弁から噴霧をさせることを目的として作った。このための空気はモータ出力 30 kW、最高圧力 50 kg/cm²G、空気流量 1.4 Nm³/min の 2 段往復動式圧縮機 2 台によって供給される。その装置の系統を図 1 に示す。圧縮された空気は、サージタンクにより脈動を減衰し水冷却のアフタークーラを通して冷却し、約 20°C の温度で高圧

* 昭和48年10月1日受付

** 原動機部

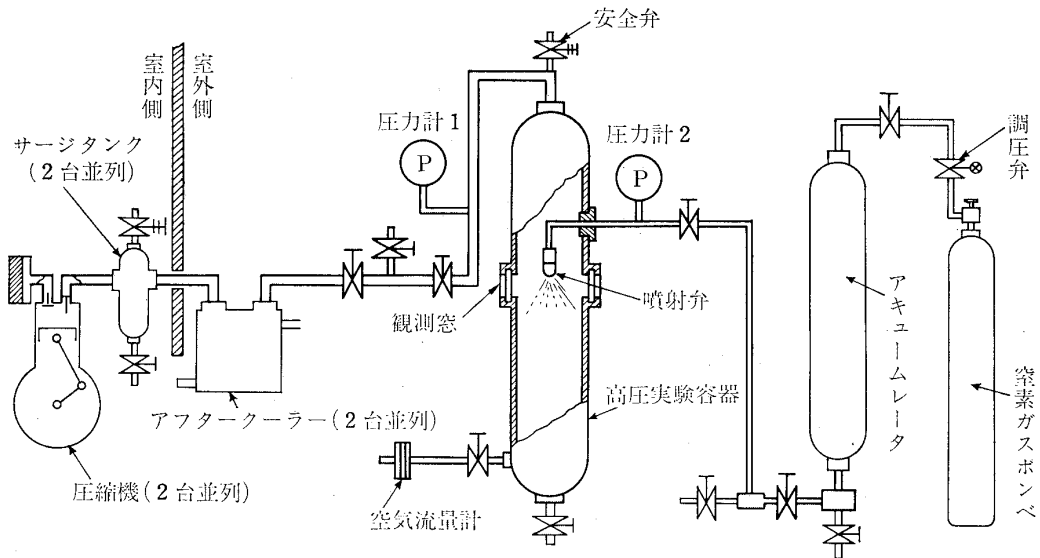


図 1 装置系統

実験容器へ導入される。

高圧実験容器の直径は写真撮影の都合および製作上の問題から 200 mm とした。このため噴射弁まわりの実験可能最大風速は大気圧において 1.5 m/s, 50 kg/cm²G 7 0.03 m/s となる。この風速は容器出口バルブにより調節して、続くオリフィス空気流量計で測定し、その時の容器内空気圧力は圧力計 1 で測定する。

実験の目的のためには、うず巻噴射弁から噴霧する流体は実際のエンジンで使用されている燃料が最も良いが、高圧空気中へ燃料を噴霧することは酸素分圧が高いので、容器中で着火し爆発する恐れがあるため安全性の点から水を使用した。噴霧用の水はアキュムレータを用いて、150 kg/cm²G の窒素ガスにより加圧する。この噴霧用の水の中に空気その化のガスが溶存し

弁、配管内および噴射孔近くで気泡等を発生しない様にアキュムレータでは、水と加圧用窒素ガスをビニール袋で分離してあり、又加圧する前に大気においてアキュムレータ本体を上下逆転して水中のガスを放出した。噴霧時の水の圧力は圧力計 2 で測定する。

噴霧シース形状の測定は写真撮影により行なった。

図 2 に示すように容器に直径 50 mm の観測窓が 3 個所あり左右の窓から写真撮影用ストロボ光源を用いて約 3 mm の噴射弁軸方向に明けたスリットを通して噴霧シースに光をあて、正面の窓からカメラで撮影する。

実験に用いた噴射弁は単孔うず巻噴射弁である。形状は図 3 に示すもので、噴孔直径を 0.6 mm から 1.5 mm まで 4 個使用した。(表 1 参照) (以下 0.6φ,

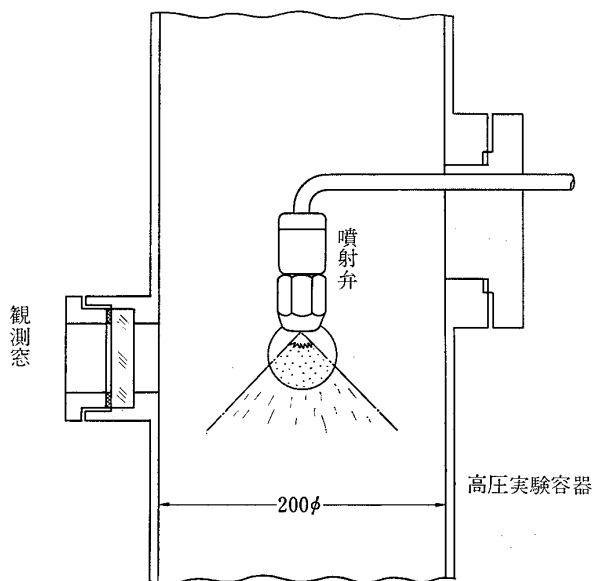


図 2 高圧実験容器観測部

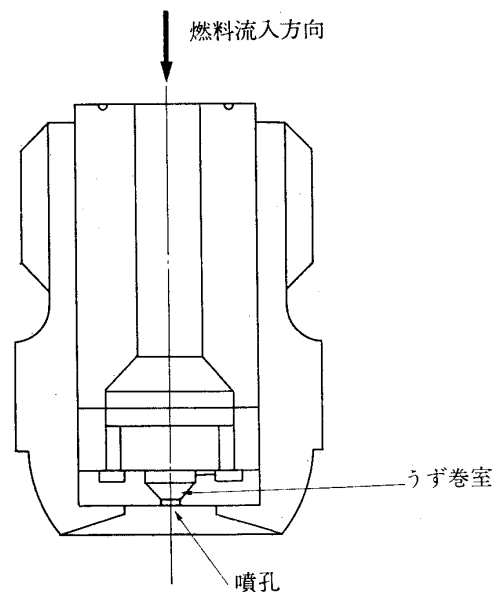


図 3 使用した単孔うず巻噴射弁

表 1 噴射弁諸元

呼 称	噴孔直径 (mm)	うず巻室直径 (mm)	うず巻室入口面積 (mm ²)
0.6φ	0.63	1.71	0.2
0.8φ	0.87	2.30	0.3
1.0φ	1.01	3.00	0.49
1.5φ	1.51	4.72	0.94

0.8φ, 1.0φ, 1.5φ 噴射弁と呼称する)

大気圧状態における各噴射弁の特性を柵沢³⁾の実験式により計算した噴霧角および平均粒径 (粒の蒸発や燃焼現象で一般に用いられている SMD), および実測した噴射圧力—流量曲線を 図 4 に示す。

SMD は次式から計算したものである

$$SMD = \frac{\sum d_i^3 \times (\Delta n_i)}{\sum d_i^2 \times (\Delta n_i)} (\mu)$$

ここに d_i : 噴霧粒径

Δn_i : d_i の粒径をもつ粒の個数

3. 実験結果および考察

実験は高圧実験容器の中に噴射弁を置いて実験し, この状態を無限の空間の中での状態に近いものと仮定して測定結果を整理し, 高圧空気中の噴霧の分散の特性を調べた。

次に当研究所で開発された VSTOL 用エンジン JR-100⁴⁾に用いられている燃焼器の空気流入スワラと組合せて, 噴射弁近くの空気流れと噴霧シースの相互効果を調べた。

3.1 噴射弁単独実験

静止空気中へうず巻噴射弁を置いて噴霧した時の写真を 図 5 に示す。周囲空気圧力 (P_a) を増加して行くと噴霧シース形状は円錐状から弾頭状へ変化して,

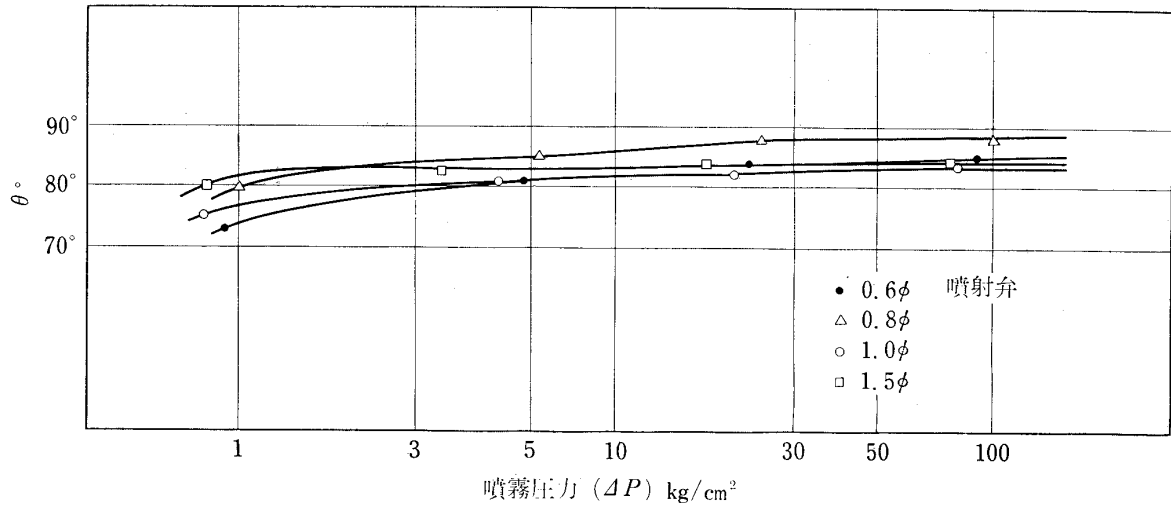


図 4-1 噴射圧力—噴霧角度

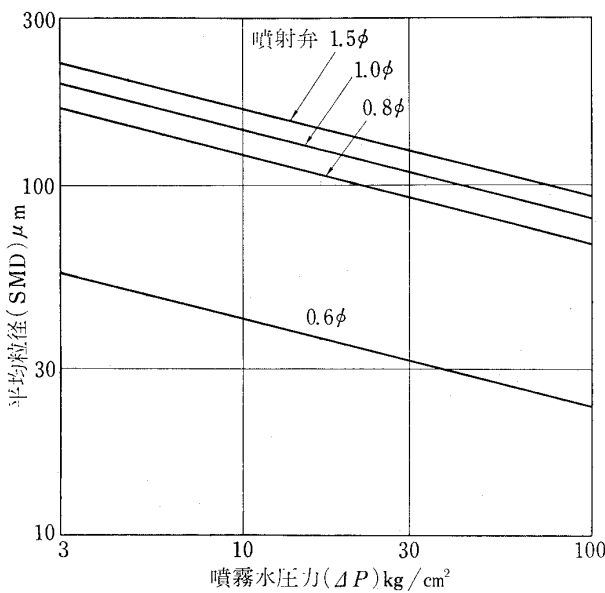


図 4-2 噴霧圧力—平均粒径

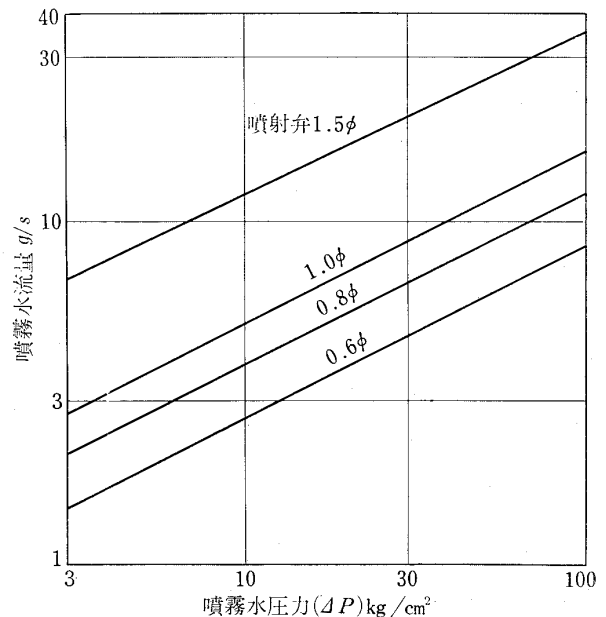


図 4-3 噴射圧力—流量曲線



図 5-1 周囲空気圧力大気圧，噴射圧力
30 kg/cm² の場合の噴霧シース形
状



図 5-2 周囲空気圧力 40 kg/cm²，噴霧
圧力 70 kg/cm² の場合の噴霧シース形
状

噴霧中心軸からの分散も非常に少なくなってくる。

噴霧シースをしぼませる原因は De Corso ら⁵⁾によつて噴霧流により周囲気体が誘引される時に、シース形式が円錐状のため誘引気体の補給条件が内側と外側で異り、内側の補給量が少ないので内側の気体圧力が低くなり、噴孔近くの液膜および分裂後の粒子が内側へかたよるものと推定された。この推論は根矢ら⁶⁾によつて確認されている。しかしこれらの推論は誘引される気流が噴霧角度を大きく変えて行く場合、その方向については考察されていない。後で噴射弁と空気スワラーを組合せた実験の時に検討されるように、噴霧角度 180° の場合に誘引される気流方向と 0°~110° 程度の場合に誘引される気流方向が異なるために、ある噴霧角（おそらく 180° に近い角度であろう）で誘引される気流の流れ方向が遷移するものと考えられる。その場合に、流体の慣性力によつてヒステリシスをもつ遷移が認められよう。図 6-1,2 にこれらの状態を示す。

0°~110° 程度の噴霧角では噴霧シースを横ぎる気流が噴霧シースをしぼめる原因であるので、この気流の速度および流れの方向について把握する必要があ

る。

3.1.1 噴霧シースが誘引する気体の量

開放大気中に吹出す気体ジェットがその周囲気体を誘引する形式と相似的に噴霧シースも図 6-1 のように周囲気体を誘引する。

噴霧シースが誘引する気体の量は、気体ジェットと同様に

$$V = kx \sqrt{\frac{J}{\rho_a}} \quad (1)$$

で表わされる。ここで記号はそれぞれ

V : 誘引気体容積流量

k : 定数

x : 噴孔からの噴流軸方向距離

J : 噴流又は噴霧ジェットの運動量

ρ_a : 誘引される気体の密度

である。空気中へ空気ジェットを吹いた場合の k の値について、Schliching⁷⁾、その他が 0.22~0.404 の値を出しているが、Ricou ら⁸⁾が前もって計測した V を与えてジェット周囲の条件を合せて k を求め 0.282 の値を出している。

うず巻噴射弁の噴霧シースが誘引する気流については Benatt ら⁹⁾が Ricou ら⁸⁾と同様な方法で、 k の値を求める実験式

$$k = 1.16 \frac{\tan \frac{\theta}{2}}{\sqrt{\left(\cos \frac{\theta}{2}\right)}} \quad (2)$$

ここで θ : 噴霧角
を提出している。

当実験において噴霧シースが誘引する気流の量を得るために、高圧実験容器の上下部をはずし図 7 に示すように大気流入部にベルマウスを取り付けて、その中心にピラム微風計を設置して風速を測った。この V

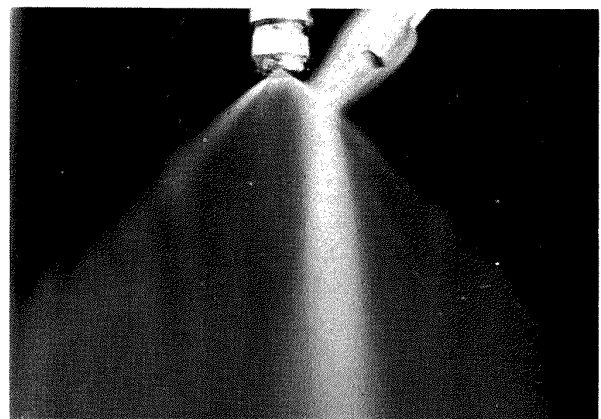


図 6-1 流線が煙によって示されている
誘引空気流れの発生の例

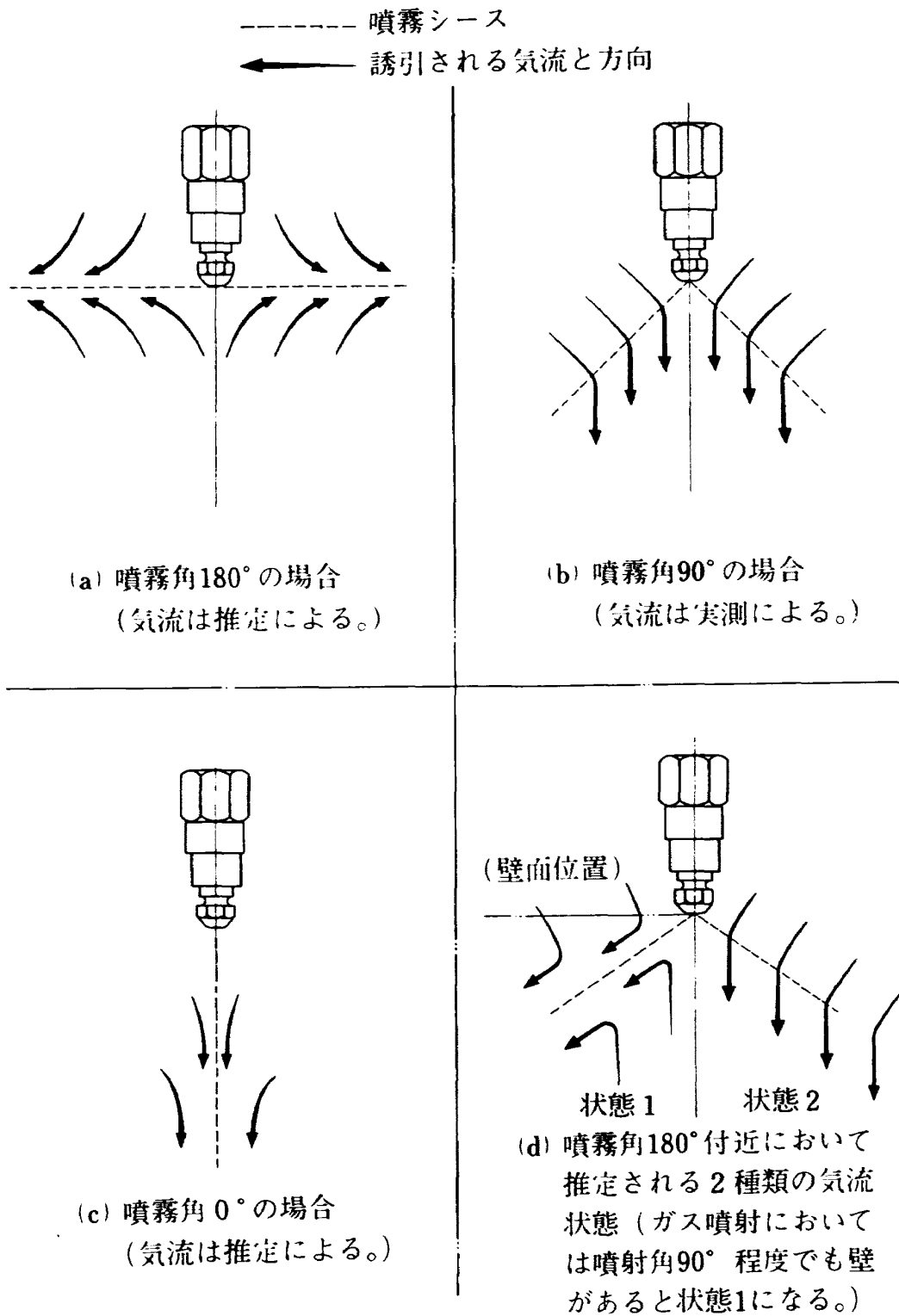


図 6-2 噴霧に誘引される気流の状態

の値、計算による噴霧角度 θ (図 4-1) から求めた x 、図 4-3 に示した噴霧圧力と流量から求めた J および空気の密度 ρ_a を式 (1) に代入して k の値を求めて図 8 に示した。図中鎖線で示したものは図 4-1 に示した噴霧角から式 (2) を用いて計算した k の値である。測定された k 値のばらつきは

(1) 図 7 の A 部分に示される噴霧シースが壁に

接する場所での不安定現象が x におよぼす誤差。

(2) 風速計で測った風速は、中央部で測ったので真の平均風速となっていない誤差。

(3) 圧力計の指示値および読み取りのばらつきによる噴霧量の測定誤差。

(4) 噴霧粒子の速度を噴霧水加圧力から損失を無

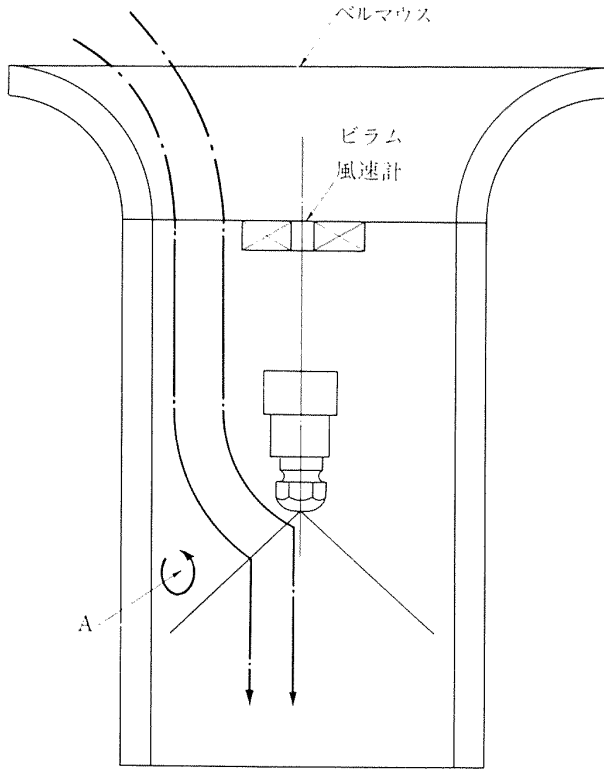


図 7 噴霧シースによる誘引気体量の測定

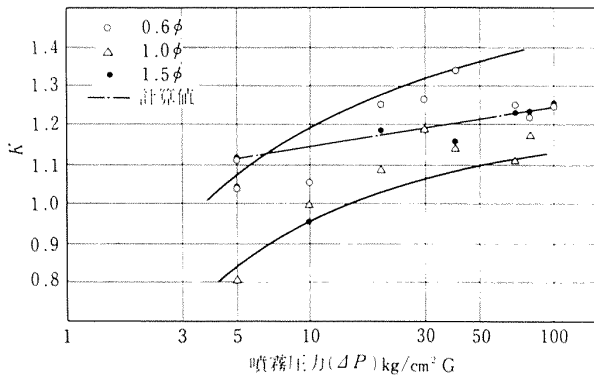


図 8 計算および実験による k の値

視して計算によって求めていることの誤差。等によるものであろう。実際的には噴霧水圧力 20 kg/cm²G 以上ならば式(1), (2)を用いて, 噴霧シースが誘引する気体の量を計算することができると見てよ

い。

3.1.2 周囲気流の影響

実験容器に前項で求められた気体量を流して実験すれば噴霧シースの形状は大気開放中に行なう実験とほぼ同じ状態となる。大気圧での前項の実験において ΔP 40 kg/cm²G (噴霧水差圧), 噴射弁 1.5φ の場合誘引気体流量は 0.17 m³/s となる。 P_a 40 kg/cm²G (周囲空気圧) の場合標準状態換算流量にして 1.075 m³/s となり, 空気供給源の圧縮機容量 0.0467 m³/s では 20 分の 1 程度しか供給することができない。このため噴霧シースが誘引する気体流量より供給流量を少なくした場合に噴霧シース形状に与える影響およびその時の周囲の気流状態を調べた。

実験容器に替えて透明な材質の容器を作り, 容器の上下をはずして噴霧した場合と, 容器下部を締切って噴霧した場合について容器内の流れの状態を観察した。容器下部を締切った場合には, 図 9 に示すように壁面付近にドーナツ状の渦が出来て, 噴霧シース中心部は大気開放中で噴霧した場合と同様な流れとなり壁面付近は, 中心部と逆向きの流れとなった。

透明容器で流れの様子を調べた時と同様に大気圧状態において高圧実験容器の上下部をはずして噴霧した場合と, 密閉して噴霧した場合について写真測定によ

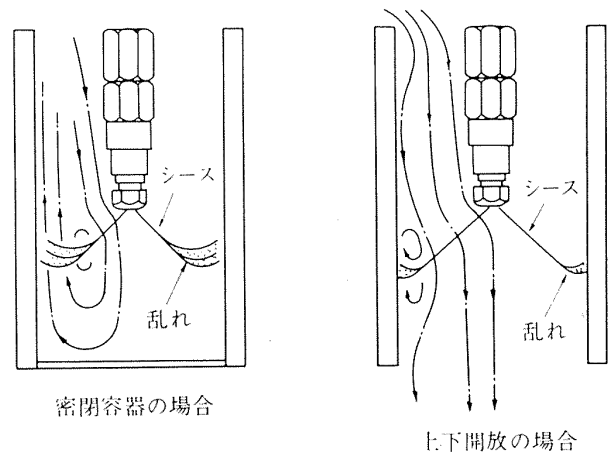


図 9 容器を変えた場合の気流

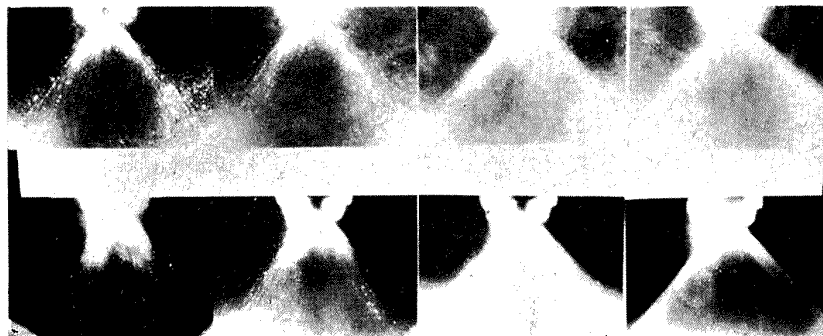


図 10 容器を変えた時の影響 (噴射弁 0.6φ)

り比較した。図 10 に示すように写真で観察できる範囲（噴霧中心軸から 30 mm 程度離れている。）では噴霧形状への影響がほとんどない。周囲空気圧力が高くなった場合には誘引流量が少なくなり影響が減ずることから高圧での実験においても高圧実験容器の出入口は閉切って行なうこととした。

3.1.3 周囲空気圧力の影響

前にも示したように周囲空気圧力 (P_a) を増加すると噴霧シース形状は弾頭状になってくるが、このことは、大井上ら¹⁰⁾、R. Mellor ら¹¹⁾による一つの粒子の飛散径路の計算結果によっても考えられ、また De Corso ら⁵⁾ および根矢ら⁶⁾の周囲気体圧力 1 ~ 8 気圧中への噴霧実験における写真撮影の結果によっても観察され、いずれも P_a を増加させるとより弾頭状となる。圧力 40 kg/cm²G で粒径の異なる場合のシース外形についての例を図 11 に示す。噴霧粒子の軌跡を推定することは近似計算によって行われている。一つの液滴粒子についてもレイノルズ数、ウェバー数（液滴の変形に関する係数）が非線形に変化するので、種々の仮定をして粒子の空気抵抗を近似的に計算している状況であり^{9,11)}、噴霧粒子群と誘引空気流を対象とした半実験的計算の研究¹²⁾もあるが、これら噴霧粒子の軌跡を実験の観察なしで計算だけで定費的に確定することは現状では困難である。

噴孔からの距離が遠く離れた所での噴霧シースの形状は Benatt ら⁹⁾も指摘しているように、噴霧粒子とそれに誘引された気体が同速度になって、気体と噴霧粒子混合体のジェットが進行するものと思われる。空気中へ空気ジェットを吹いた場合に Abramovich¹³⁾によるとジェットの広がり角度は 25° になると云われているが、混合体のジェットのどとくなくなった噴霧シース

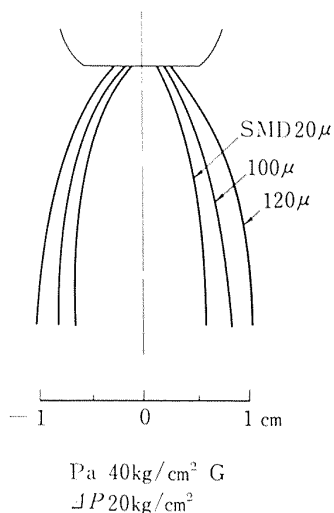


図 11 粒径の異なる場合のシース外形



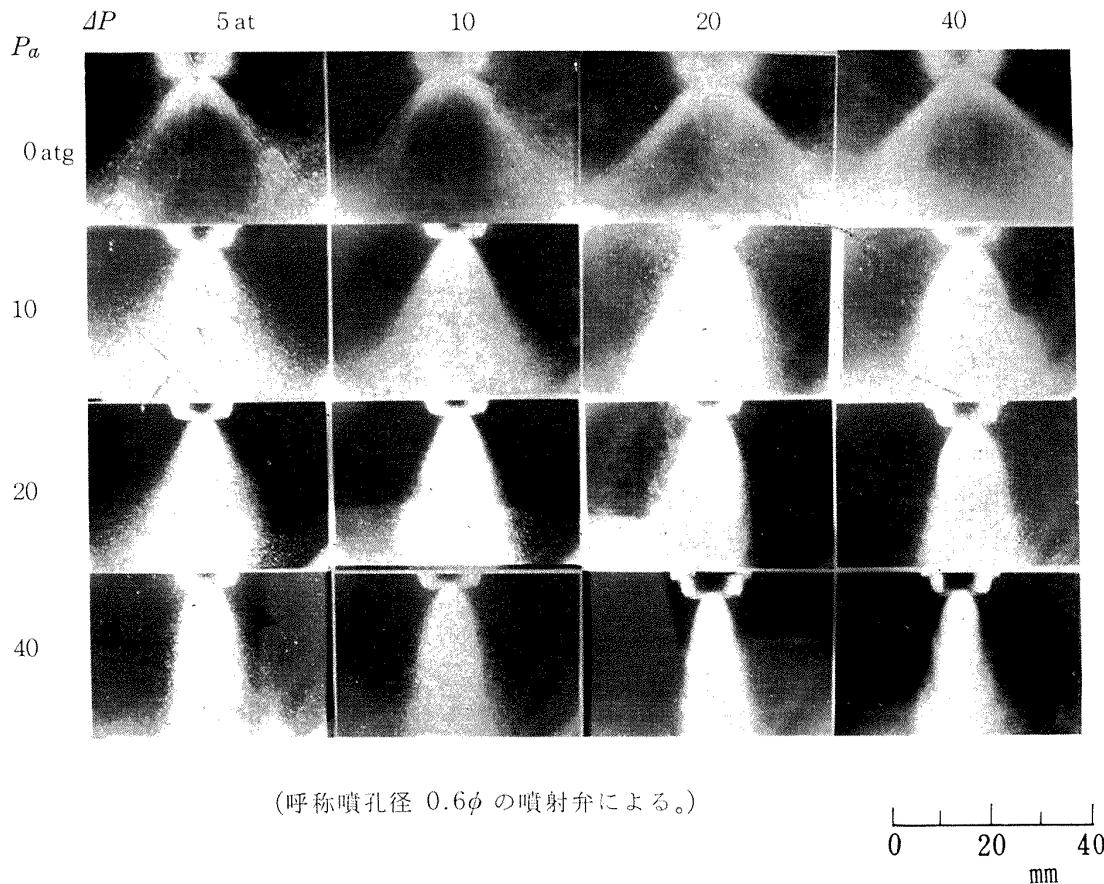
図 12 噴射弁から窒素ガスを吹いた場合のシース形状（棒状バルサンの発煙により可視化した。）

も一定角度に近づいて行くものと推定される。図 12 に噴射弁から窒素ガスを吹いた場合の状態を示す。De Corso ら⁵⁾、根矢ら⁶⁾の実験結果によっても周囲圧力が高くなると噴霧シースが一定角度に近づいてくるのがわかる。噴霧シース形状に与える周囲空気圧力の影響の一例を図 13 に示す。

燃焼器に「燃料を供給する方法」として噴霧の形状を見る場合には、噴霧粒子が空間に分散される度合いに焦点を合せる必要がある。当実験では噴霧シースが実験範囲内で安定している領域として、噴孔から 15 mm 下流の場所を選んで噴霧シース外径 D を図 14 に示すように写真から測定した。

シース外径比の整理

シース外径比は大気圧中で噴霧した時の噴霧シース外径 D_0 を基準として、測定した噴霧シース外径 D を割った値として求めた。実験値を整理して図 15 に示す。横軸に表示した $\Delta P \times P_a^n$ の指数 n の決定は、 n の値を 0.2 間隔で変えて表示したグラフから測定値のばらつきが最も少なくなる n の値を求めて $n=2$ とした。図中、噴射弁ごとに線で示すように多少ばらついてはいるが噴射弁孔径の違いによる傾向が表われている。噴射弁の違う場合の写真の一部を図 16 に示



(呼称噴孔径 0.6φ の噴射弁による。)

図 13 周囲空気圧力 (P_a), 噴霧圧力 (ΔP) を変化させた時の噴霧シース

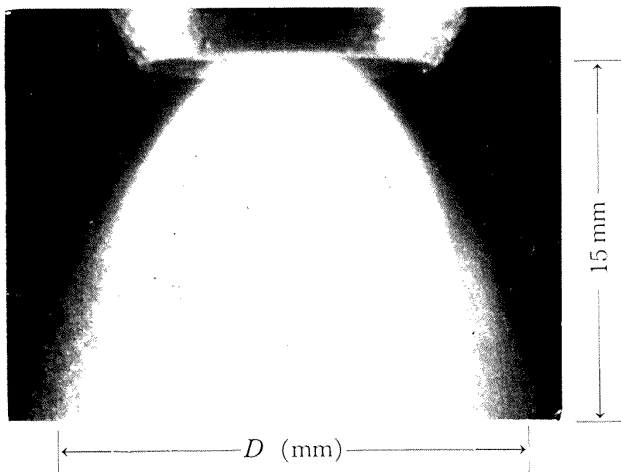


図 14 噴霧シース外径の測定

せたためである。なお De corso らの示した n は 1.6 であるので、当実験値と同様に実験値のばらつきは大きくなっている。前二者は等価噴霧角¹⁴⁾で表示してあったので \sin を掛けて角度から直径に変換して示した。(この変換をしたための誤差は、シース外径比にすると少なくなり 5% 以内であろう)

この図において当実験値は他の二者の値よりもシース外径比が大きくなっている。これは当実験における噴霧シース外径 D の測定場所は噴孔から 15 mm の所に対して、De corso らは 114 mm, 根矢らは 200 mm の所で測定している違いがシース外径比の異った大きな原因と思われる。前述のように噴霧シースは周囲圧力が高くなると弾頭状になって来るので、測定位置を噴射弁から離れた場合には同じ噴霧シースでも見かけ上しぼんだように測定される。噴霧シース形状を近似的に図 18 のように考え最も簡単な 2 次式(3)で示し、式中の a を測定写真から求めた。

$$y = -(ax+1)x \tag{3}$$

$$\text{ここで } a = \frac{6 \times P_a \times \Delta P^{1/2} \times 10^{-4}}{(\text{噴孔径})^2},$$

(但し $3000 < P_a^2 \Delta P < 50000$)

噴霧シース形状をこのように仮定し、噴孔から 15 mm および 100 mm 離れた場所で D を計算したシース外

す。

現在までの実験値との比較

先に述べている De Corso ら⁵⁾ および根矢:⁶⁾ の実験の中で、当実験で使用している噴射弁に近い噴射弁の実験値を取り出し、シース外径比等その他表示方法の違いについては極力各々の実験値の表示等を合わせるように変換して比較した。図 15 に相当するシース外径比の比較を図 17 に示す。横軸の指数 n を 1.2 としているのは根矢らの実験値の変換が出来なかったため、De corso および当実験の実験値を $n=1.2$ に合

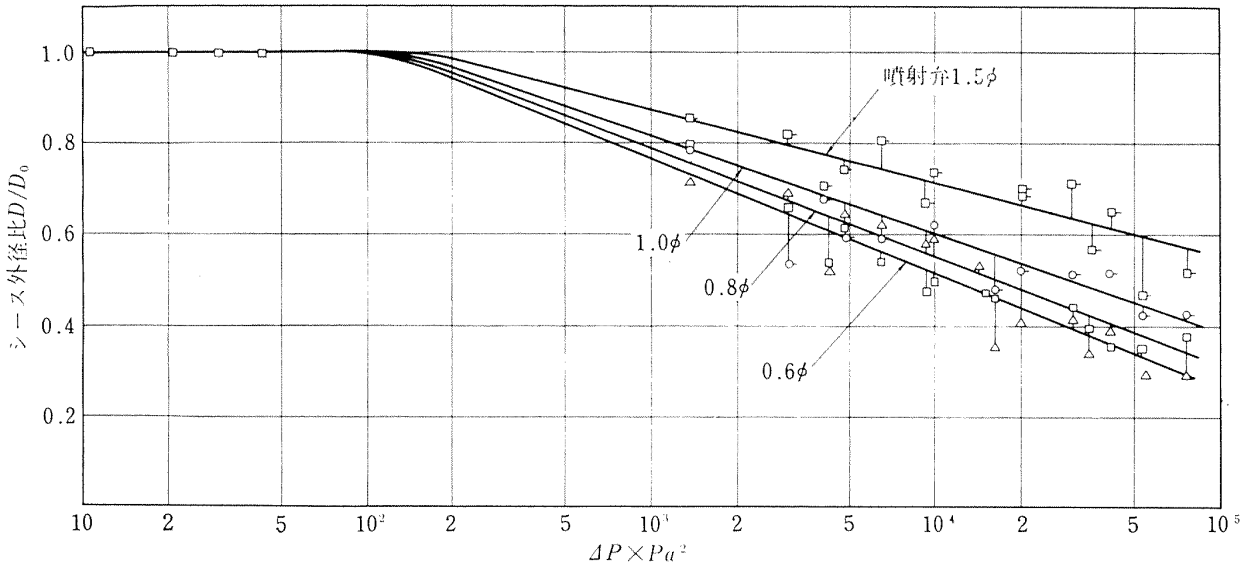


図 15 噴霧の分散

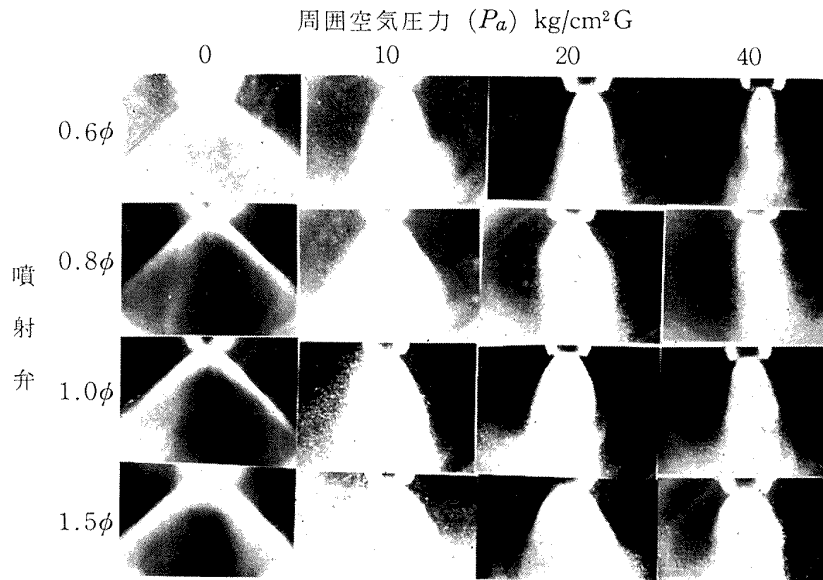


図 16 噴孔径の違う場合の噴霧シース形状

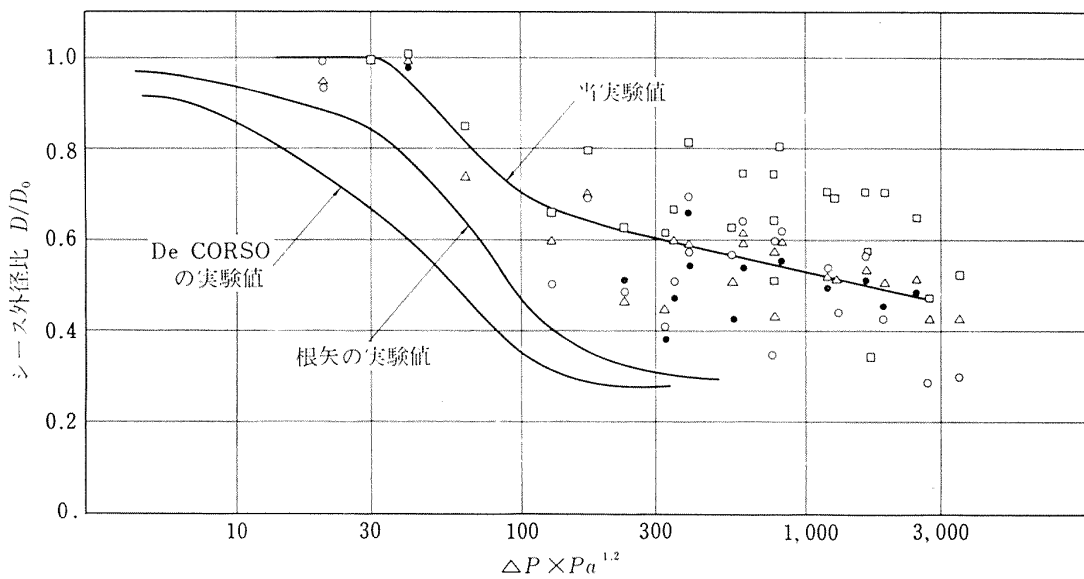


図 17 シース外径比の比較

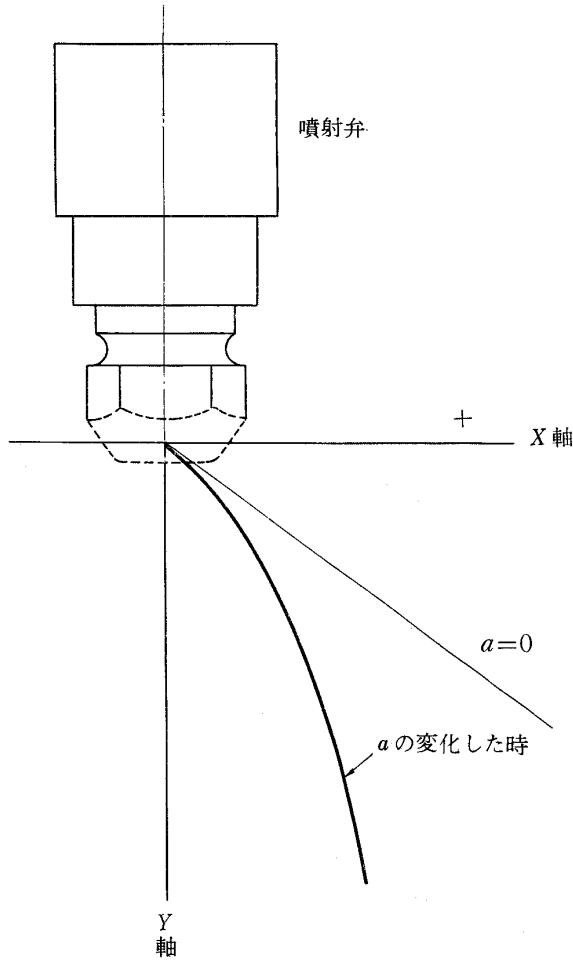


図 18 噴霧シース形状の近似

径比を 図 19 に示す。実験で求めた a の範囲では De corso らの値に重なってくる。この他にも噴射弁先端形状、周囲ガスの種類、噴射液体の種類、周囲ガスの流れの状態、シース外径を測定するか等価噴霧角を測定するかによる分散の表示方法によってシース外径比が変化するので精度の高い比較は困難であるが、シ-

ス外径比の違いの最も大きな原因は測定点の違いであるろう。

噴霧シースの不安定現象

$\Delta P \times Pa^2$ の値が 10^4 程度になると噴霧シース形状の変化は、噴霧シースを横ぎる流れの影響に加えて、粒子自身の速度が 20~30 mm 程度飛散した場所で最終速度に近くなり、噴孔近くで誘引した気流に流される影響を受けるものと思われ、周囲空気圧の高いところでは噴孔下 20 mm あたりで噴霧シースに不安定な波が見られた。

このため単独噴霧粒について高压空气中での軌跡を式 (4) により計算して推定してみた。運動量の平衡条件から式

$$m \frac{du}{dt} = -F \quad (4)$$

- ここで m : 粒子質量
- u : 粒子の絶対速度
- t : 時間
- F : 抵抗力

を導き、これを解いて u から軌跡を求めた。(式 (4) 以下の計算方法は末尾に示す。) この計算では、初期噴霧粒子の飛散方向を軸から 45° の方向とし、初速度は ΔP (噴霧水差圧力) が損失なく速度エネルギーに変換することおよび噴霧シース誘引気流は粒子進行方向に直角方向で流速は前に述べた誘引気流の式から計算した数値を用いた。

図 20 は粒径の最も小さい場合の計算結果である。周囲圧力 $42 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ では 5~6 mm 飛散すると気流と同速度になってしまうことが計算から推定される。実験の場合にも同様な現象により気体と粒子の混合流を形成し、流れの不安定な波がシース後方に表われた

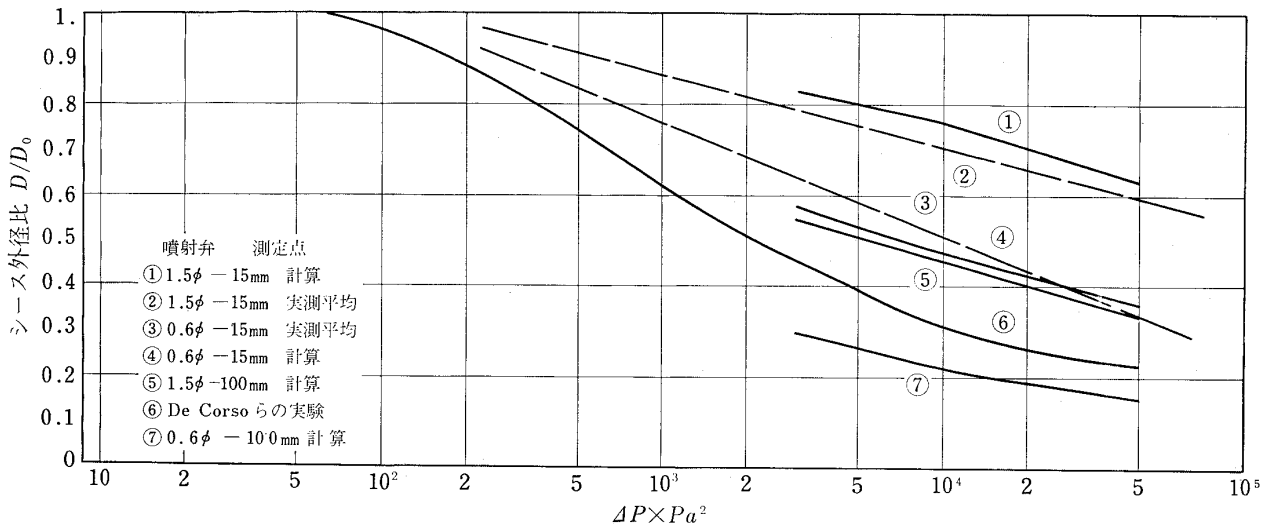


図 19 シース形状を 2 次曲線に近似した場合のシース外径比の比較

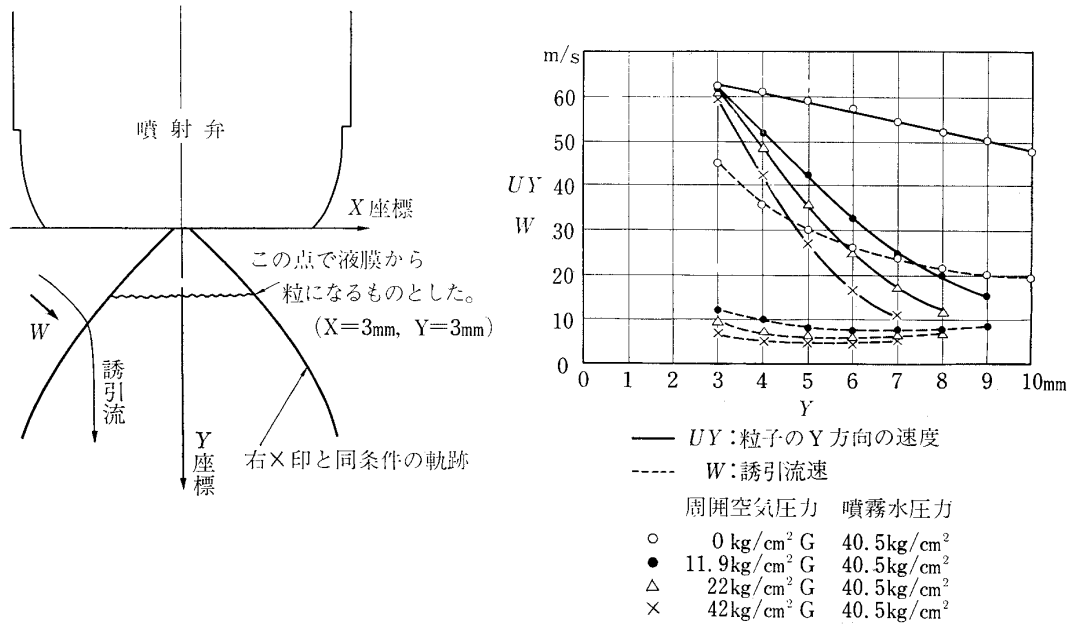


図 20 計算した粒子の軌跡と速度

ものと推定される。(図 5-2 参照)

3.2 噴射弁とスワーラを組合せた実験

実用化されている燃焼器において燃料噴射弁は、図 21 のごとくスワーラと組合せられて作動している。このような実機に近い状態で噴霧シースの形状を観察するために、高圧実験容器の中ほどに隔壁板を設けてスワーラを取り付けて実験した。(図 22-1 参照)

当所で開発された JR-100 エンジンの燃焼器⁴⁾に使用されたスワーラを用いて噴霧してみるとスワーラ付近に噴霧粒子が付着して、大きな液滴となって滴下していることが認められた。エンジン開発実験中にも実

験の噴霧角が設計噴霧角よりも大きくなっていった場合に、スワーラ付近に液滴付着したことがあった。この噴射弁とスワーラの位置関係においては、観察窓から噴孔付近の観察も明りようにできないので図 22-2 のごとくスワーラと噴孔の関係位置を変更して実験をした。この結果、スワーラ各部への水滴付着はなくなったが、観察窓への水滴付着は噴射弁単独の実験より非常に多く写真撮影による測定は困難になったため、目視による観察を行なった。

周囲空気圧力の高い場合にスワーラの空気量を増加して行くと図 22-2 (a) から (b) へと噴霧シースの

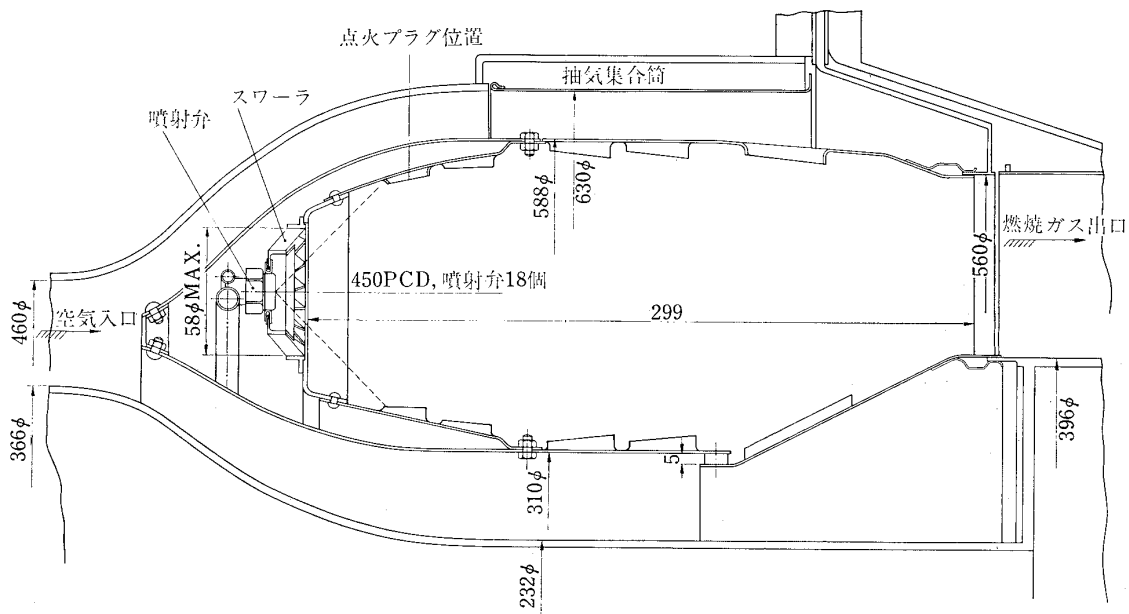


図 21 実用燃焼器におけるスワーラの使用

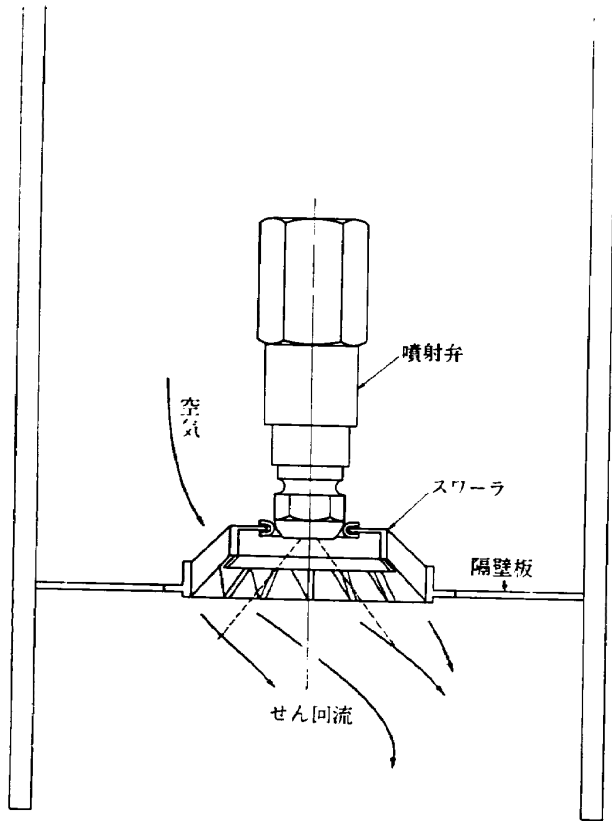


図 22-1 スワラの取り付け

形状の変化が認められた。噴霧シース回りの空気流れが図 6-1 (b) から (a) へと変化するものと思われたので、この変化を調べるために噴孔付近の境界条件を変える実験を行なった。

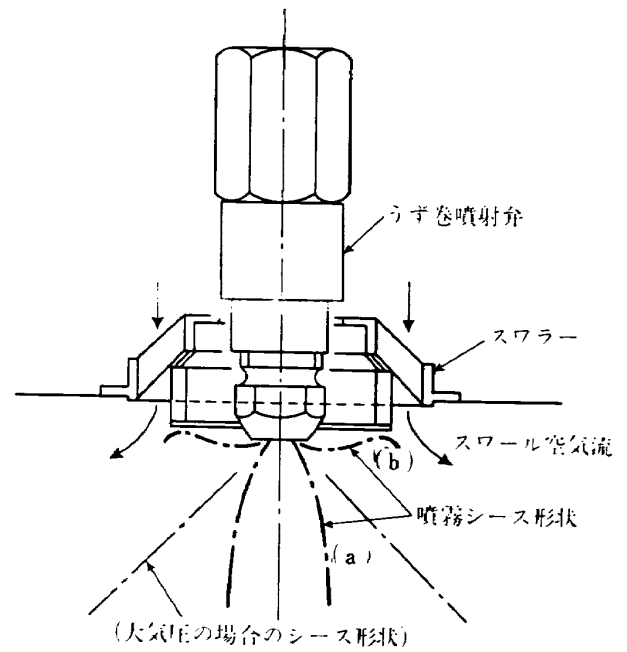


図 22-2 変更したスワラと噴射弁の位置関係および噴霧シース形状

3.2.1 平板および円錐筒と組合せた場合

直径 60 mm の平板を噴射弁の先端に付けた場合には、噴射弁単独の場合と同様なシース形状を示した。次に透明な円錐筒の頂角を変えたものを噴孔近くに付けて実験した。実験条件を表 2 に、シース形状を図 23 に示す。

噴霧シースが円錐筒に付着する場合と付着しない場合があり、(f) では筒に明けた孔から上面に泡が出て

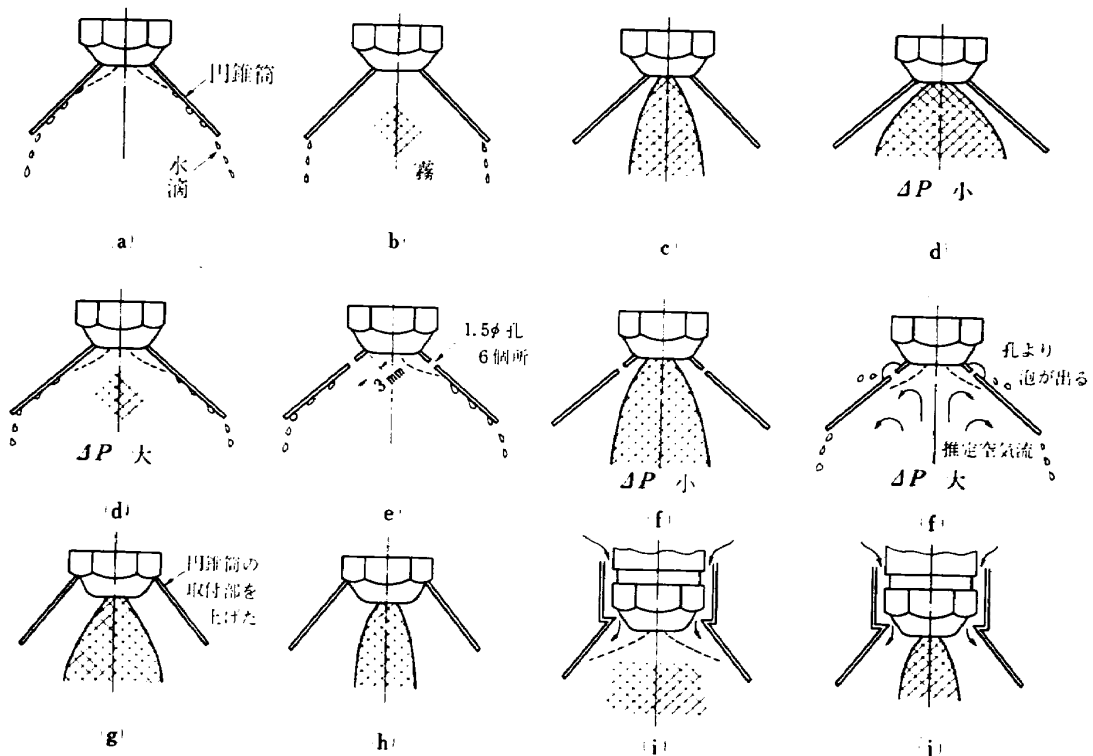


図 23 噴孔付近に円錐筒を付けた場合の噴霧シース形状

表 2 噴霧条件 (噴射弁 0.6φ 使用)

	周囲空気圧力 (P_a)kg/cm ² G	噴霧差圧 (ΔP)kg/cm ² G	円錐筒角度 (θ)
a	0	5~65	84°
b	40	60	"
c	42	45	"
d	0	5~65	100°
e	0	5~65	"
f	40	5~65	"
g	0	5~85	87°
h	40	5~85	"
i	0	5~75	110°
j	42	5~33	110°

くるので、円錐筒内側圧力は外側の圧力より高くなっていて気流が矢印のように流るものと推定される。(i) (j) のように噴孔付近に空気流入部を設けると円錐筒に噴霧粒子が付着しなくなる。これらの状態から噴孔

付近の形状による誘引気流および強制的に流入させる気流によって噴霧シースの形が変わることがわかる。

3.2.2 水中におけるスワーラと噴射弁を組合せた場合

前に述べたように空気流中でスワーラを用いた場合は、噴霧粒子の混合により観察が非常に困難であったため、高圧空気中への噴霧現象に近似して、しかも観察が容易にできる方法として空気流を水流に替える方法をとった¹⁰⁾。装置を図 24 に示す。

シース観察をすると次の 4 つの状態に分類出来る。

- (1) シースが安定してスワーラ中央部に付着する。(付着状態とする。図 25(a) 参照)
- (2) シースが安定して円錐状になる。(分離状態とする。図 25(b) 参照)
- (3) シースが初期の状態により (1) の状態か、(2) の状態になり安定する。(準安定状態とする。)
- (4) シースが不安定な円錐状態で、(1) と (2) の状態を振動的に移動する。(振動状態とする。)

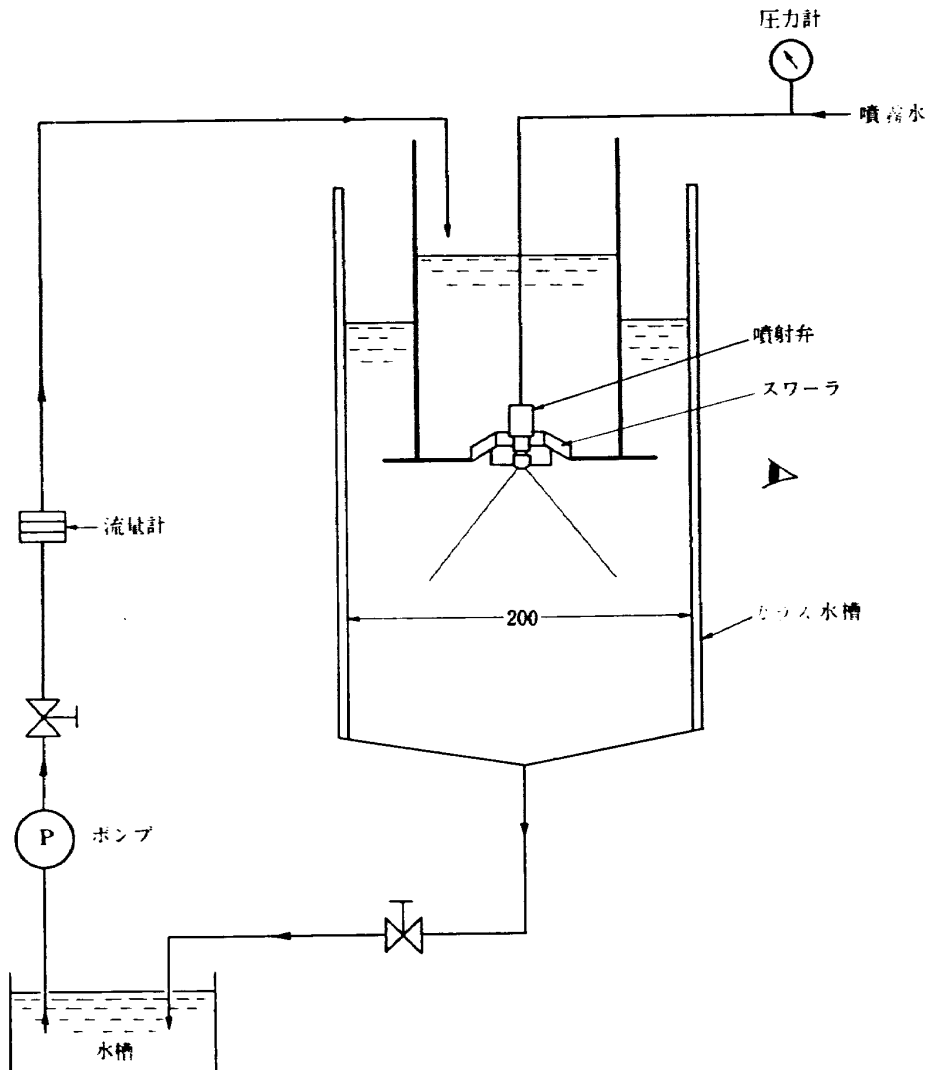
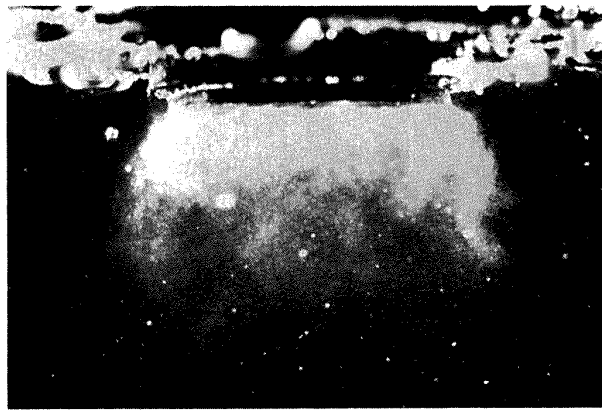
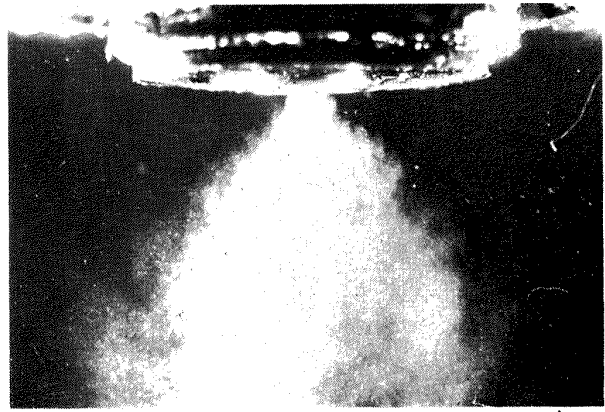


図 24 水流中にスワーラを置いた装置



(a) 附着状態



(b) 分離状態

図 25 スワローと組合せた時の噴霧シースの状態

これらの状態を、スワロー流れの運動量を縦軸に、噴射弁から出る噴流の運動量を横軸にして示すと、ほぼ図 26 の領域に分けられた。高圧における空気スワロー流と噴霧の実験で振動状態が表われたことから高圧燃焼器に、スワローと噴射弁を組合せて使用した場合、

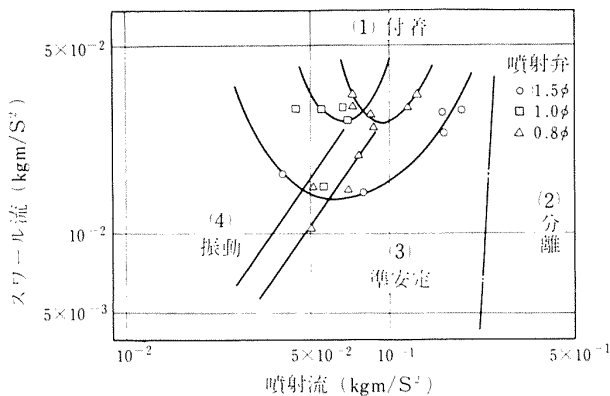


図 26 スワロー流れと噴射流の運動量と領域

準安定状態または、振動状態にあると振動燃焼を起こす可能性がある。この実験では確認されなかったがもし附着状態が生じた時には、燃料の分散効果を減少させるほかに、燃焼器の焼損をまねく原因ともなるので、分離状態になるように条件を合せることが最も良いものと思う。

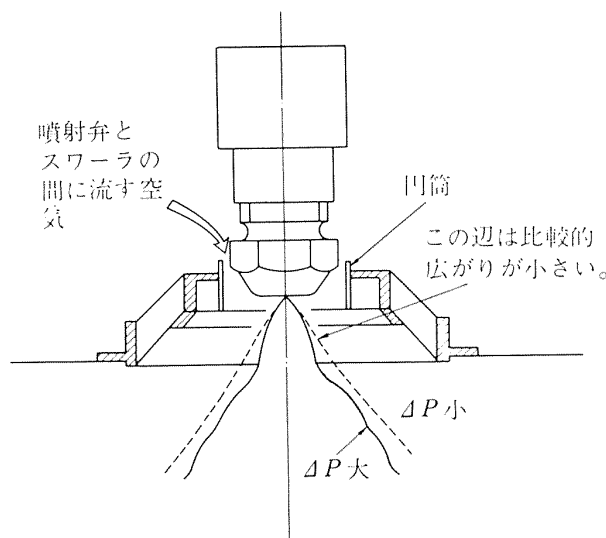
振動状態を妨ぎ噴霧シースを安定化するために、噴射弁とスワローの間に空気流れを与えた場合の状態を図 27 に示す。燃焼の安定化に悪い影響を与えない程度に空気流れを入れる必要があるが、これは可能なことであろう。

3.3 考察

実験の結果、噴霧シースのしぼむ原因は噴霧自身によって誘引された気流が、噴霧シースを横ぎって流れるためであり、周囲空気圧力の増加によって噴霧シースがより中心軸に寄って来る現象は、周囲空気圧力の増加によって噴霧粒子の分散を制限するように流体力学的抵抗がはたらくためである。流体力学的抵抗の計算例においては、粒径 $30\mu\text{m}$ の水滴で周囲空気圧力を大気圧と $40\text{kg/cm}^2\text{G}$ とを比べると飛距離が 40mm から 4mm になり、粒径 $140\mu\text{m}$ のものでは 500mm から 25mm と約 20分の 1 になってしまう。

噴射弁単独での実験結果によると周囲空気圧力が $40\text{kg/cm}^2\text{G}$ の時の噴霧シース直径は $2\sim 30\text{mm}$ 程度にしかならないので、噴孔付近の形状・寸法と同程度になっている。このため実験結果は噴孔付近の形状が誘引気流に与える影響によってシース形状に変化を与えていることが推定される。空気圧力が増した場合に、流れの相似則から考えても噴孔付近の形状が流れに与える影響が増すことが考えられる。

噴孔近くに円錐筒を付けた実験の結果から噴孔付近に適切な方法で空気を導入して流れを変えることは噴



噴射弁 0.6ϕ 周囲空気圧力 $32\text{kg/cm}^2\text{G}$

図 27 噴孔付近に空気流れを与えた場合

霧の分散を助けるための有効な手段となることが判る。

スワローと微粒化した燃料噴霧を組合せた高圧燃焼器の開発においては、燃料噴射弁近傍とスワローを含めた流れ模様を測定して、流れ模様と燃焼状態との対応を調べる必要がある。

又、うず巻噴射弁と空気スワローとの組合せにおいては、燃料流と空気流の運動量比が或る範囲では振動燃焼を発生する恐れがあるが、もし燃焼実験中にスワロー付近の振動燃焼が発生した場合でも燃料噴孔付近の流れを少し変えて振動をさけることができる。

高圧燃焼器中に微粒な燃焼噴霧をした時の流れ模様を測定することは、高圧であることおよび微粒噴霧が存在すること等から非常な困難をとまなう。これらの困難を排除して、近似的な流れ模様を得るには空気流れの替りに水流を用い、噴霧燃料の替りに水を用いて行なう方法が有効である。高圧空気流中では燃料噴霧は数 10 mm 進むと空気流との相対速度が非常に小さくなるので、大気圧において燃焼器に通風し、噴射弁付近の流れを知るために燃料噴射弁から空気を噴出させ、高圧状態と近似させる方法も良いであろう。噴射する流体はジェット誘引流に最も関係する運動量を合せるように流量流速を決めたほうが、近似として良いであろう。

4. ま と め

ディーゼルエンジンや液体ロケットエンジンでの高圧での燃焼を除き、5 気圧程度までの燃焼器においては空気密度と液体燃料密度との差が大きいため噴霧の分散の変化について、あまり問題視されなかった。最近の航空機用ジェットエンジンの燃焼器では低圧から 30 気圧もの高圧になるので、高圧時の燃料噴霧の分散において空気密度を考慮する必要がある。航空機用エンジンの燃焼器に用いられているうず巻噴射弁を使用し、高圧空気中での噴霧シースの変化および空気流入スワローと組合せた場合の噴霧シース形状の変化について実験し次のような結果を得た。

- 1) これまで周囲圧力の高い気体中で、うず巻噴射弁で形成する噴霧の空間的な分散の測定値は 0 ~ 8 気圧の範囲で得られていたが、当実験で測定値の範囲を 40 気圧まで拡大した。
- 2) 噴射弁周囲空気圧力の増加にしたがい噴霧シースはしばまり、粒子の分散は少なくなってくる。その原因は噴霧された粒子自身が誘引する気流によるものと推定されていたが、この事実を確認した。これ

に加えて周囲圧力が高くなるにしたがい噴霧粒子の飛散速度は空気の密度増加による空気力学的な抵抗増加のため急激に遅くなる。このため噴霧シースの形状は弾頭状となり噴霧粒子の分散を極端に悪くしていることが判った。

- 3) 空気流入用スワローとうず巻噴射弁を組合せた実験においては、噴射弁先端がスワロー空気流の逆流領域に入っている時に空気圧力を増加して行くと噴霧シースが噴孔軸に直角方向へ広がることもあり、噴孔軸方向に広がる状態との間で振動を起こすことを見出した。加えてこれらの振動状態を避ける方法についても実験し考察した。また空気密度の極端に増加した状態を考慮して空気流に変えて水流を用いて振動を起こすような噴霧流とスワロー流の間の定性的な関係を得た。
- 4) 燃焼器内の流れ模様を知る事は燃焼器の開発で最も有効なものの一つであるが、うず巻噴射弁を使用する高圧燃焼器の開発においても同様である。高圧空気流中では噴霧によって誘引される流れが噴射孔に極く近い空間に集中されることおよび噴霧粒子は空気流れに乗り易くなるので、うず巻噴射弁からの液体噴霧に替えてガス噴射弁から液体噴霧と同運動量のガスを噴出して噴射弁付近の流れ模様を、大気圧条件で調べることが実験も容易であって効果が上がるものと思われる。

おわりに、実験装置の製作にあたり燃焼研究室員および本間幸吉君（現在 K.K. 新潟コンピューター・サービス）に協力をいただいた。粒子の軌跡の計算は当所大型電子計算機を使用し、計測部計算研究室員に協力をいただいた。

5. 噴霧粒子の軌跡についての計算式

運動量の平衡の式 (4) についての係数と計算方法を以下に示す。

$$m \frac{du}{dt} = -F \quad (4)$$

m : 粒子質量

u : 粒子の絶対速度

t : 時間

F : 抵抗力

$$F = C_D \times \rho_a \frac{V^2}{2} \times S \times C_s \quad (5)$$

C_D : 抵抗係数

ρ_a : 周囲気体密度

V : 気体と粒子の相対速度

S : 粒子を球とした時の中心断面積

C_s : 粒子の変形による断面積補正係数

$$C_D = \frac{24}{Re} + \frac{4.4}{\sqrt{Re}} + 0.32 \quad (6)$$

(文献 15 による)

式 (6) の適用範囲 $10^{-3} \leq Re \leq 6 \times 10^3$

Re : レイノルズ数

$C_s = \exp(0.03 \times W^{1.5})$ (文献 15 による)

W : ウェーバー数

$$W = \frac{dV^2\rho a}{\sigma}$$

d : 粒子直径

σ : 表面張力

数値解法はオイラーの方法を修正したものを用いた¹⁷⁾。

参 考 文 献

- 1) 河村竜馬, 五十嵐寿一; 航空機による公害発生とその改善 航空宇宙年鑑 昭和46年版 (1971) p. 115 日本航空学会
- 2) John W.R. Taylor; Jane's All The World's Aircraft (1971). Jane's Year books.
- 3) 棚沢 泰; ガスタービン (昭和 30 年) p. 115 養賢堂
- 4) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国雍; 軽量ジェットエンジン研究試作1号機 (JR-100) の燃焼器 (III). 1969年 航空宇宙技術研究所資料 (NAL TM-158)
- 5) S.M. De Corso and G.A. Kemeny; Effect of Ambient and Fuel Pressure on Nozzle Spray Angle. Trans. ASME, 79-(1957-4), p. 607
- 6) 根矢 清, 佐藤誠四郎; 日本機械学会誌第70巻第 581 号 (昭和42年 6 月) p. 817
- 7) H. Schlichting; Boundary Layer Theory, Mc Graw-Hill, New York (1960), p. 609
- 8) F.P. Ricou and D.B. Spalding; Measurements of Entrainment by Axisymmetrical Turbulent Jets. J. Fluid. Mecha. 1961, 11, part 1 p. 21
- 9) F.G.S. Benatt, and Paul Eisenklam; Gaseous Entrainment into Axisymmetric Liquid Sprays. J. Institute. Fuel, 8, 1969, p. 309
- 10) 大井上博, 佐次国三, 棚沢 泰, 吉田 毅, 藤平右近; 熱機関大系 第6巻, ディーゼル機関 [I], p. 69. 昭和31年 山海堂
- 11) R. Mellor, N.A. Chigier and J.M. Beer; Hollow-Cone Liquid Spray in Uniform Air Stream. Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems. Cranfield International Symposium Series. Vol. 11. 1971. Pergamon Press. p. 291
- 12) 広安博之, 高橋道夫, 高橋信明; ディーゼル・エンジンの噴霧の到達距離に関する研究, 機械学会講演論文集 No. 201, p. 101, 1968-9 (第46期全国大会, 熱工学, 燃焼, 内燃機関)
- 13) G.N. Abramovich; The Theory of Turbulent Jets. 1963. The M.I.T. Press.
- 14) 根矢 清; 液体燃料供給装置 [八田, 浅沼編, 内燃機関ハンドブック (1960)], 朝倉書店, p. 773
- 15) B.V. Raushenbakh, S.A. Belyy, et al; Physical Principles of the Working Process in Combustion Chambers of Jet Engines. Izdatelstvo. Mashinotroyeniye. Moskva. 1964. p. 93, (English Translation Foreign Technology Division FTD-MT-65-78)
- 16) 広安博之, 尾川和城, 竹中勝美; 液-液噴射による混合気形成の観察, 日本機械学会中国四国支部第7期総会講演会 資料 1969-2 p. 77
- 17) マージナウ・マーフィー (佐藤次彦, 国宗 真訳); 物理と化学のための数学 II p. 533 昭和42年共位全書 (502), 共位出版

TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(Ⅱ) —現状とその検討—	1972年7月	斎藤隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山茂, 川崎純男
TM-232	フライングテストベッド電気系統試験	1972年9月	甲斐忠夫, 十河弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試験	1972年11月	宮本義人, 川崎純男 中村公昭, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井進一, 岡部祐二郎 山田晃, 新岡嵩 三谷徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験(続報)	1972年10月	近藤博, 長谷川聡
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤淳造
TM-238	圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曾我国男, 小野寺信幸
TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋 侔
TM-240	突風風洞での突風応答予備実験	1973年5月	松下 洸, 西村博史
TM-241	カーボン複合材の強度特性	1973年6月	古田敏康, 野口義男 松嶋正道
TM-243	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(Ⅱ)	1973年6月	檜崎哲二, 野溝国生 荻原袈千夫, 吉原正一
TM-244	ジェットノズルの箱型模型実験	1973年6月	坂口一, 近藤博 高森晋, 岩下敬吾
TM-245	コンポジット固体ロケット推進薬のポアソン比測定	1973年8月	大竹邦彦, 遠藤修司 種村利春
TM-247	ジェットエンジン低騒音化の研究 第一報 JR100H-1P ジェットエンジンの騒音特性	1973年9月	鳥崎忠雄, 小林 実 武田克巳
TM-248	自動着陸研究用テスト・リグについて	1973年10月	堀川勇壮, 小川鑛一 永安正彦
TM-249	人工衛星打上げ用ロケット・システムについての検討	1973年10月	宇宙研究グループ
TM-250	自動着陸用多重サーボ機構について	1973年11月	小川鑛一, 堀川勇壮 渡辺 顯, 永安正彦
TM-251	推力中断型固体ロケット用プロペラントの比推力の計算	1973年11月	五代富文, 西村久男 毛呂明夫
TM-252	L, Z 型断面をもつ柱の軸圧縮強度	1973年12月	斎藤浩一, 築地恒夫

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料 253 号

昭和 48 年 12 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
 〒182 東京都調布市深大寺町 1880
 電話武蔵野三鷹 (0422) 47-5911 (大代表)

印刷所 有限会社啓文堂 松本印刷
 東京都文京区水道 2-7-5

