

UDC 621.438:
621 45.04

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-340

ガスタービン用うず巻形燃料噴射弁の
スワロー空気流による噴霧角の変化

鈴木邦男・黒沢要治・小倉五郎

1977 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
実験・計測	北原一起*, 中越元行* 佐々木宣卿*

* 川崎重工業(株)

ガスタービン用うず巻形燃料噴射弁の スワロー空気流による噴霧角の変化*

鈴木邦男** 黒沢要治** 小倉五郎**

概 要

ガスタービン燃焼器のスワローから空気を流している状態で、うず巻噴射弁から水を噴射し、スワロー空気流による噴霧角の変化を求めた。スワローから空気を流すと噴霧角は狭くなる。これは、噴射圧力とスワロー空気流のモーメント比 ($P_f/\rho_a v_s^2$) の小さなときほど著しい。この噴霧角の変化は、スワロー下流側の流れ模様と関連している。例外として52°二重逆旋回スワローの場合があり、これでは、 $P_f/\rho_a v_s^2$ の大きな範囲で、静止雰囲気の場合より噴霧角が大きくなった。

1 はしがき

ガスタービン燃焼器の燃料供給法として、うず巻噴射弁は、次のような特徴をもち、現在も多く用いられている。

- (1) 着火性能が良好である。
- (2) アイドリング時など、エンジン低速時の燃焼性能の調整が比較的容易である。
- (3) 火炎吹消え時の空燃比が1000程度と、他の燃料噴射方式に比べて大きい。
- (4) 機械的に丈夫で信頼性が高い。
- (5) 設計資料が充実している。
- (6) これまでに多くの実績がある。

しかし、まわりの空気圧力が高くなると、燃料噴霧の貫通距離が減少し、いわゆる“噴霧のしぼみ”を生じて排気中の煙濃度や窒素酸化物濃度を高めやすく¹⁾、排出低減の点からは好しくない性質をもっている。

ここでは、この燃料噴霧のしぼみをスワロー空気流により防止し、噴霧形燃焼器の排出低減を図ることを目的として、単純化した非燃焼模型による実験を行った。

この結果、燃料噴霧角は、噴射弁と組合せるスワロー形

状により変化し、また、スワローと噴射弁の軸方向相対位置をかえても変化することが判明した。適切なスワローと組合せることにより、噴射弁自身の噴霧角より広げることができた。これらの傾向は、燃料(本実験では燃料の代りに水を用いた)スワロー空気流のモーメント比をとって整理するのが適当であった。

2 これまでに得られている事項

うず巻燃料噴射弁とスワローを組合せた方式の燃料噴霧角の変化に関して、次の事柄が得られている。

(1) 高圧雰囲気内または水中へ水を噴射した実験²⁾

スワローから空気を流している状態で、噴射弁から水を噴射すると、その噴霧の著しく広がる場合が観察された。この定量化の試みとして、水流中に水を噴射する実験を行い、噴霧の広がる限界をスワロー流と噴霧流のモーメント比で整理した。スワロー流が強いと、噴霧は180°に広がり、スワロー内径側に付着してしまう。この遷移点付近では噴霧ソースが不安定で振動することが観察された。

(2) うず巻燃料噴射弁とスワローのみの模型による噴射弁軸方向位置の変化と火炎形状の変化³⁾

うず巻燃料噴射弁とスワローのみのバーナ模型による実験を行った際、噴射弁の軸方向位置を変えることによって火炎形状が図1のように変化した。すなわち、スワローに対し噴射弁を上流側に移すと図1(a)のように火炎が広がり、下流側へ移すと図1(b)のように火炎は毛筆の穂先のように狭く、長くなった。空気および燃料供給条件は同一であるので、この変化は燃料噴霧角の実質的な変化に基づくと推定される。

(3) 箱形燃焼器模型の大気圧燃焼実験で観察された噴霧角の変化⁴⁾

箱形燃焼器模型は、アニューラ形燃焼器の分割模型に相当し、燃料噴射弁のピッチ円弧を直線にのばした形のものである。したがって、軸方向の垂直面内の形状はアニューラ形の

* 昭和52年11月29日受付

** 原動機部

それと同一になっている。ライナの両端は、側壁板でふさがすが、これは、アニュラ形には存在しないものである。

大気圧燃焼実験時、この側壁につけた視窓から燃料噴霧を観察したところ、模型条件によって図2に示すような差のあることが判明した。すなわち、燃料噴射弁とスワラとの軸方向相対位置 l を小さくすることによって、噴霧を大きく広げることができた。これは(1)の場合と異なり、ほぼ安定していた。

(4) ターボファンエンジンで調べた燃料噴霧角の排出特

性に及ぼす影響⁴⁾

前項(3)の箱形燃焼器模型で観察された結果を試作ターボファンで調査した。燃料噴射弁とスワラとの軸方向相対位置を変えて、噴霧を広げた場合と、狭いままの場合の全炭化水素(THC)および窒素酸化物(NO_x)の排出の比較を図3および図4に示す。エンジン低速回転時、燃料噴霧を広げるとTHCの排出は増加するが、高速回転時におけるTHCの排出は噴霧角の狭い場合より減少し、 NO_x の排出も減少している。

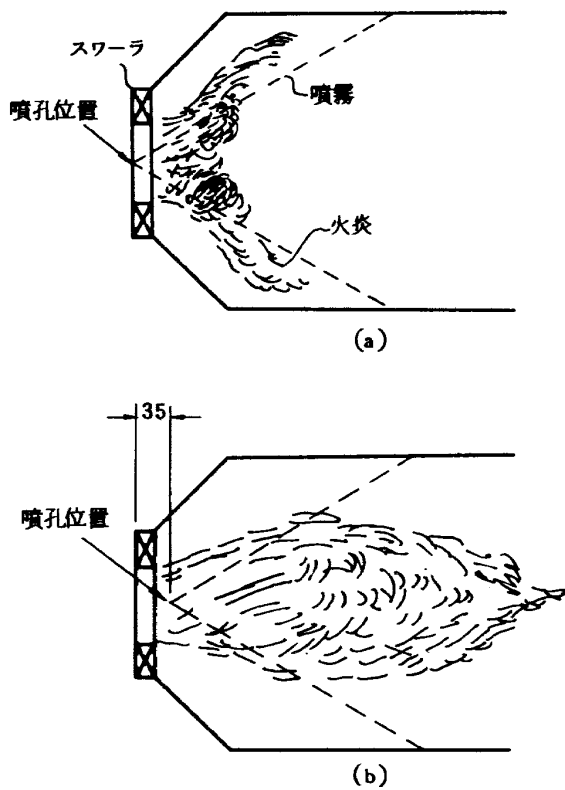


図1 燃料噴射弁軸方向位置と火炎形状の変化 (ダクト径 315 mm)

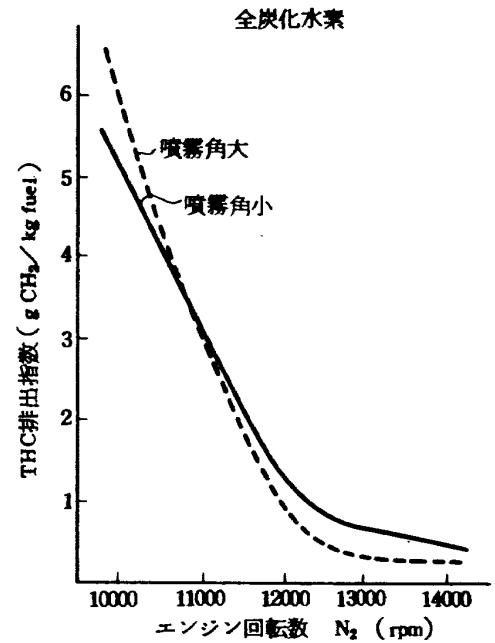


図3 燃料噴霧角をスワラ気流により変化させたときの試作ターボファンのTHC排出の差異

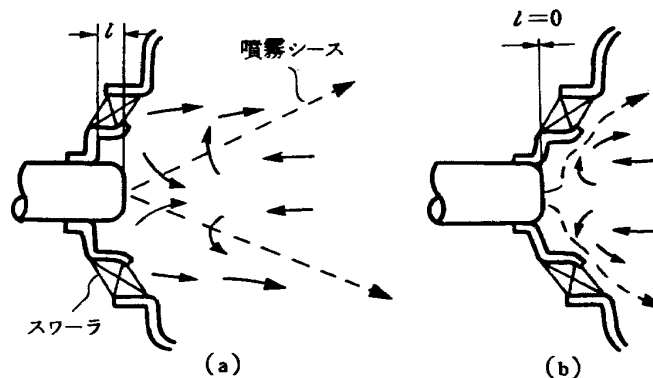


図2 燃料噴射弁位置による燃料噴霧角の変化 (l : 突出量)

スワラ空気流による燃料噴霧角の制御は、排出特性に相当な影響を及ぼすことがわかる。

3 燃焼器模型

スワラ空気流による燃料噴霧角の制御を行う第1段階として、燃料噴射弁とスワラの1組を取出し、正方形断面の透明アクリル筒に取付けた。ライナ空気孔は設けていない。

供試噴射弁は、実用のものそのままである。図5にその外観を示す。デュアルオリフィス形でプライマリとセコンダリのうず巻室をもち、それぞれ別々に燃料を供給する。本実験の場合、プライマリノズルからの噴霧は粒径が小さく、また流量が少ないため、スワラ空気を流すと噴霧の観察がむずかしく、セコンダリノズルのみを用いた。セコンダリノズルの噴射圧力-流量特性の実測値を図6に示す。図6を用い、P & W社で採用している噴霧平均粒径 d_{32} の式；

$$d_{32} = 24.3 w_f^{0.25} \nu_f^{0.2} \sigma_f^{0.6} / P_f^{0.4} \quad (\mu\text{m})$$

ここに w_f ; 燃料流量 (kg/h)

ν_f ; 燃料の動粘性係数 (cm^2/s)

σ_f ; 燃料の表面張力 (dyne/cm)

P_f ; 噴射圧力 (kg/cm^2)

を用いて計算した結果を図7に示す。ただし、図7では、水の物性値を用いている。

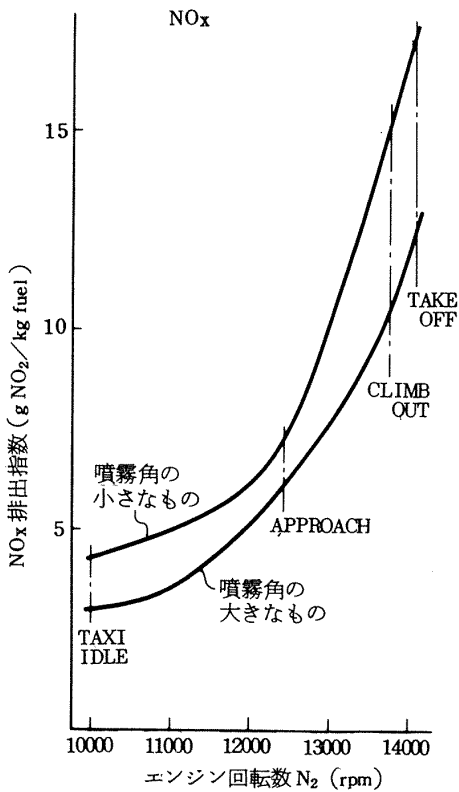


図 4 燃料噴霧角をスワラ気流により変化させたときの試作ターボファンでのNOx排出の差異

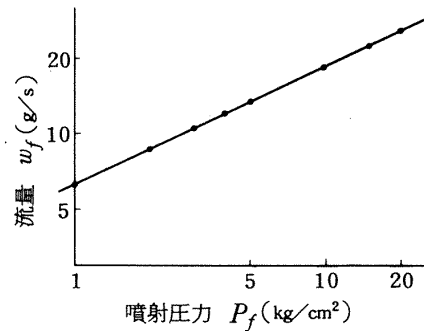


図 6 噴射弁の流量特性

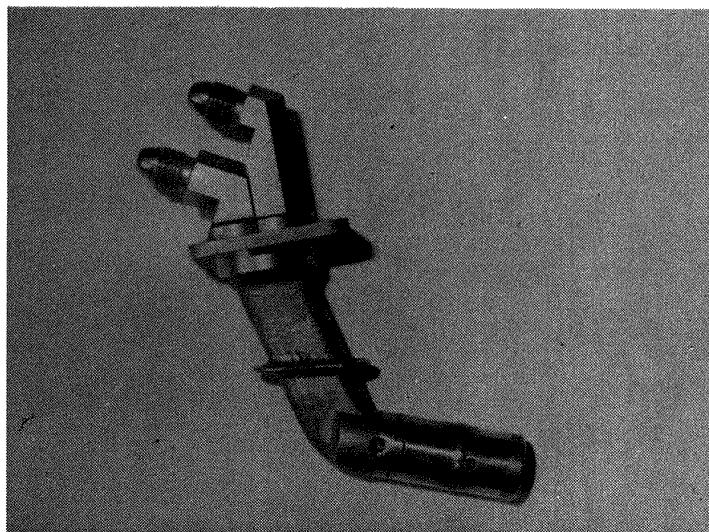


図 5 供試燃料噴射弁外観

供試スワローは、燃焼実験に使用した実績のあるもので、呼称 54φ、46φ、52φ 二重逆旋回 の3種である。この主要寸法を図 8(a), (b), (c)に、外観を図 9に示す。54φスワローは直線羽根を16枚植えた混流形で、内径側に盲リングと呼ぶ絞りを付けている。この盲リングは、スワロー下流側に形成される循環流領域の広がりを防ぎ、循環

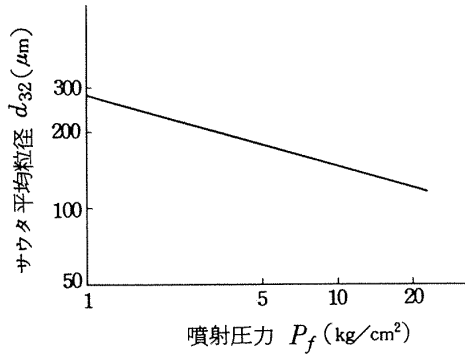


図 7 噴霧平均粒径 (計算値)

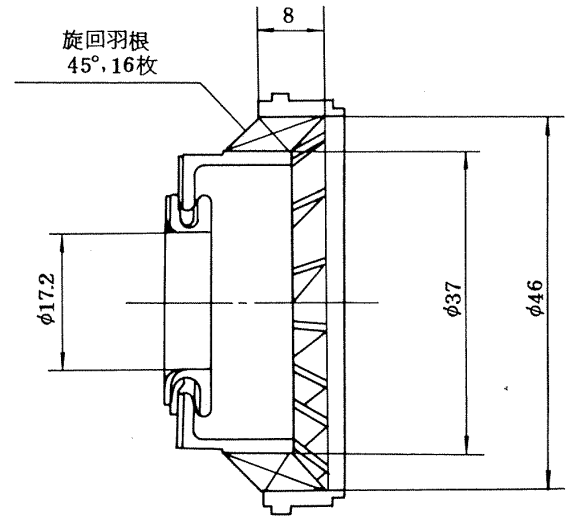


図 8(b) 46φスワロー

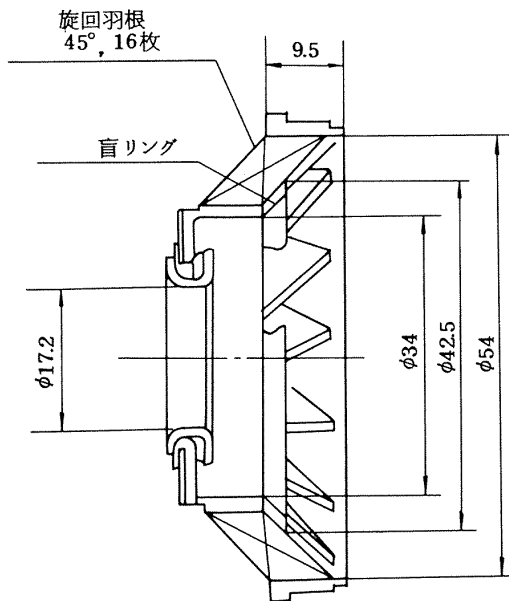


図 8(a) 54φスワロー

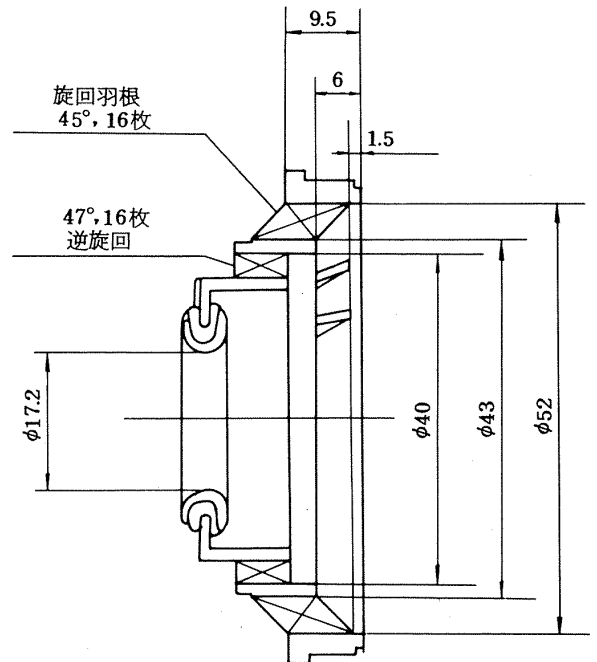


図 8(c) 52φ二重逆旋回スワロー

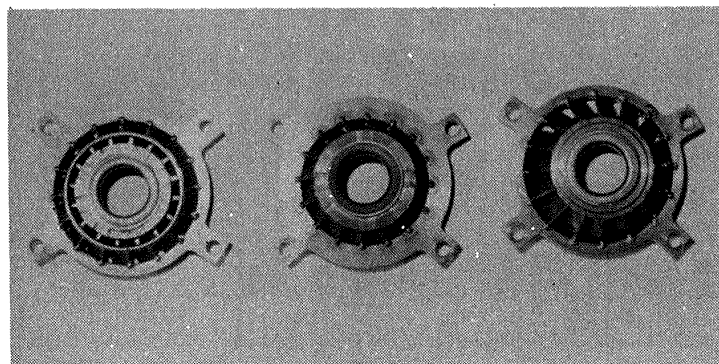


図 9 供試スワロー (上流側から見たところ)
(右から 54φ, 46φ, 52φ二重逆旋回)

流流速を高めてこの領域の高負荷化を得るような働きをするものである⁵⁾。このスワラの形式は、航技研で試作研究を行ったJRシリーズのエンジンの高負荷燃焼器に用いて有効であった。スワラ開口面積は約 6.2 cm^2 である。

4 ϕ スワラは、外径をつめ、盲リングを取外した形である。旋回羽根部の内径/外径比が大きく、盲リングなしでもスワラ出口流の広がり小さい。ライナ幅の小さな高圧燃焼器に適する形である。開口面積は約 4.2 cm^2 になっている。

5 2ϕ 二重逆旋回スワラは、同心円の空気流の旋回方向を逆にしたもので、流れの乱れを増加させ、燃料-空気-燃焼ガス間の混合促進を図ったものである。外側、内側旋回羽根の開口面積比は実験的に定めた。開口面積は約 7.1 cm^2 である。

図10は、噴射弁、スワラ、ライナ模型を組合せた状態を示したものである。噴射弁とスワラの軸方向相対位置は、パッキングの厚みを変えて調節した。図11は模型主要部の写真である。

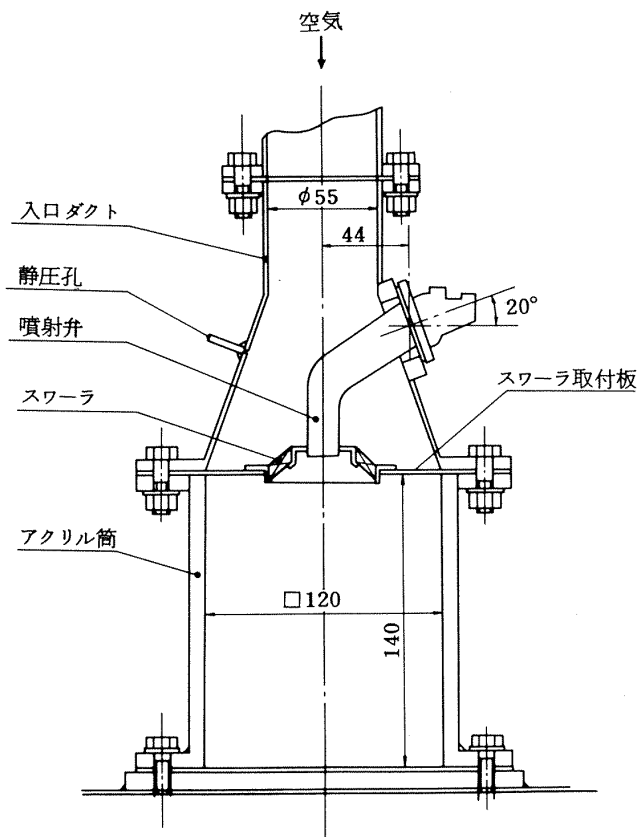


図 10 模型組立状態図

4 実験装置

実験装置の系統を図12に示す。噴射する水は、タンク下部の溜りからプランジャポンプで加圧し、アクムレータで圧力変動を除去したのち、噴射弁へ送る。スワラ空気は、別の空気源から流量を測定して供給する。この実験では、主に、缶形燃焼器試験設備・低圧系配管から空気を供給した。噴射された水はタンク溜へ戻り、スワラ空気はタンク側面にあけた多数の丸孔から外部へ流出する。

水ポンプ能力は最高吐出圧力 $2.1\text{ kg/cm}^2\text{ G}$ 、流量 7.6 l/min である。

タンクには、噴霧の分散等を測定する座を設けているが、今回は使用しなかった。

装置外観を写真で図13に示す。

5 実験条件

初めライナ出口を大気開放とし、空気のみ流して内部の流れ模様を、木綿糸のストリーマにより測定した。

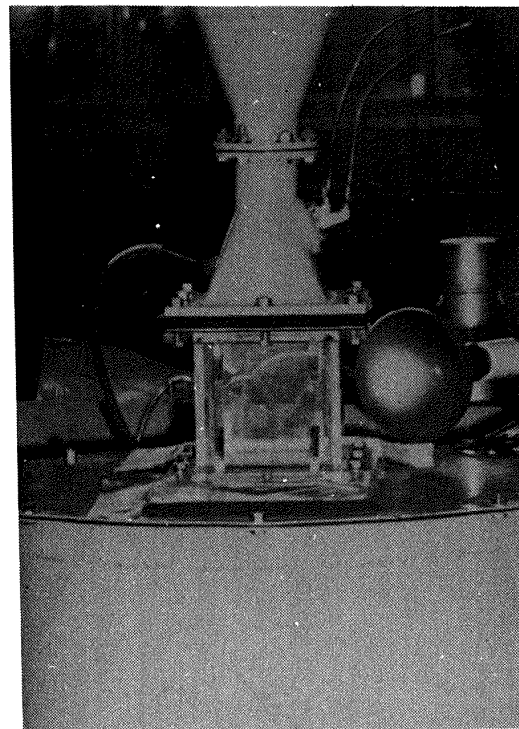


図 11 模型主要部
(2本の細い管が噴射水供給管)

噴射実験では、試作ターボファンの作動条件を対象にしてスワーラ上流側の空気圧力を大気圧から250 mmHg程度まで高め、空気側の $\rho_a v_s^2$ (ρ_a : 空気密度, $\text{kg s}^2/\text{m}^4$, v_s : スワーラ旋回羽根部の旋回方向流速, m/s) 値をエンジンの高圧作動条件を充分カバーするようにした。水の噴射圧力は最高 $20 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ とし、これもエンジンにおける最高流量時に合せるところまで行った。実験は、まず空気側の条件を設定し、水の噴射圧力を低圧側から設定しながら噴霧の様子をストロボ光源を用いて写真に撮影した。

以下に述べる噴霧角は、写真から噴霧シース外側を測定したものである。ただし、噴霧角が位置によって変化している場合、図14に示すような角度をとって噴霧角とした。

写真現象状態に基づき読取誤差は、噴霧の変動分より小さいと判断された。

アクリル壁に噴霧が衝突したとき、噴霧の観察がむずかしくなるため、実験の初めの段階で水に写真フィルム用水切液を混入したが、噴霧にこの影響は現れなかった。後の実験では、特に必要と認めず、この液の混入を中止した。

6 実験結果

6.1 流れ模様

スワーラ中心断面における流れ模様の測定結果を図15～図18に示す。図15の 4.6° スワーラの場合、スワーラ出口側の流れはスムーズに広がり、この内部に逆流領域

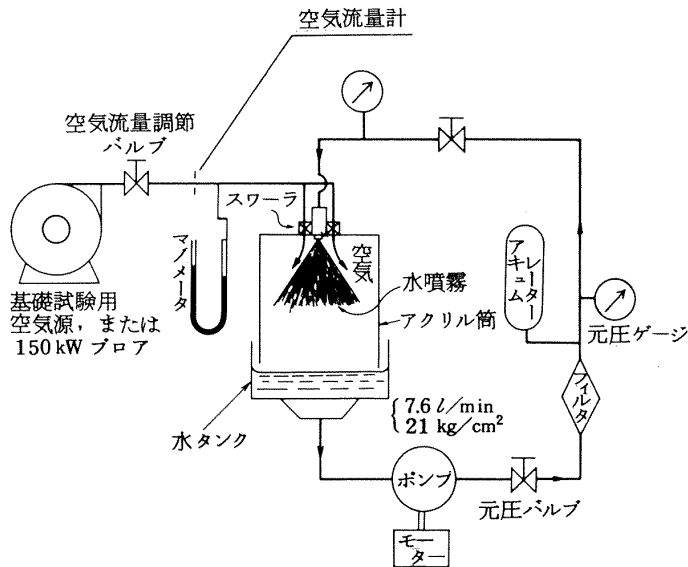


図 12 実験装置系統図

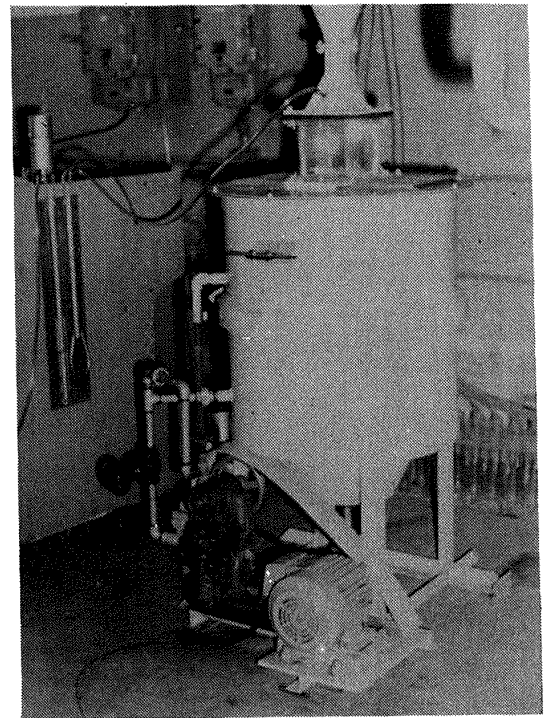


図 13 装置外観
(手前が噴射水ポンプ)

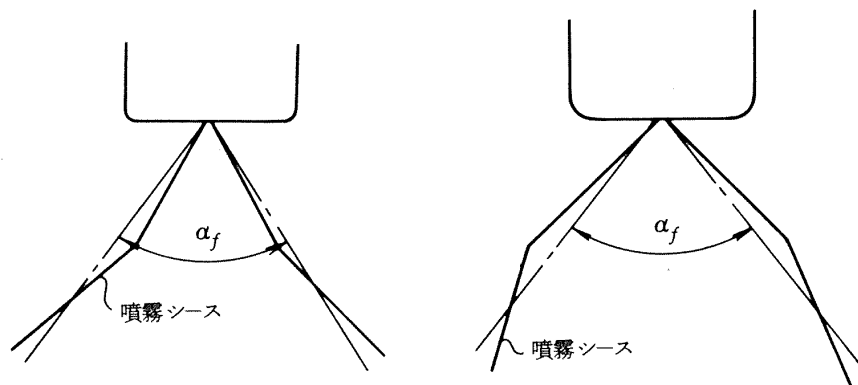


図 14 噴霧角 α_f の見積り

が形成されている。ただし、噴射弁近傍には流れの方向の定まらない領域が存在する。図16は燃料噴射弁先端を原位置から10mm下流側へ突出した場合で、噴射弁中心軸部分に順流方向の流れが見られ、方向の定まらない領域は、

図15に比べて、下流側までのびている。その影響を受け、逆流領域の境界も図15のそれからいくぶんずれている。噴射弁中心軸部分の順方向流れは、噴射弁ノズルチップ冷却空気流によって生じたと考えられる。

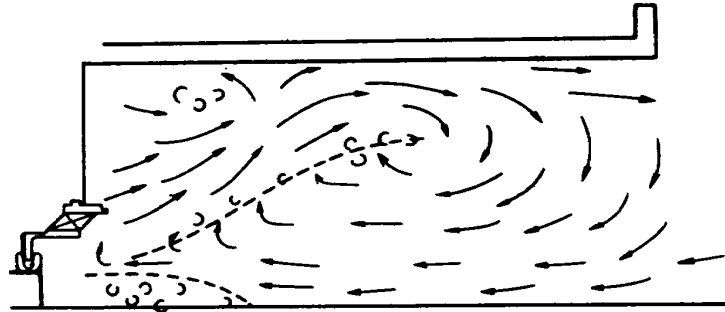


図 15 46φスワローの流れ模様（噴射弁原位置）

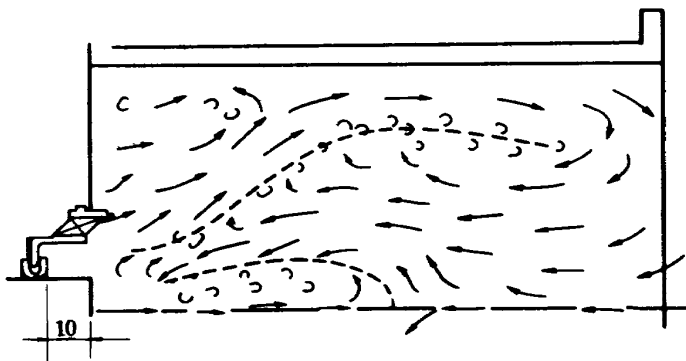


図 16 46φスワローの流れ模様（噴射弁10mm突出し）

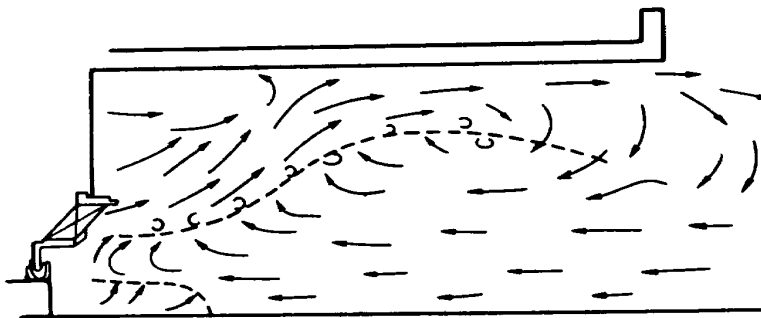


図 17 54φスワローの流れ模様（噴射弁原位置）

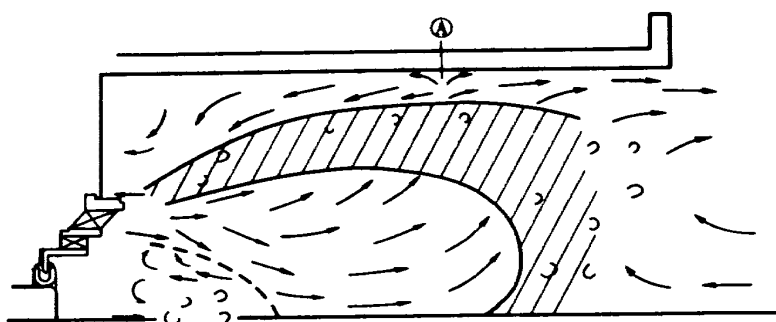


図 18 52φ二重逆旋回スワローの流れ模様（噴射弁原位置）

図17は54φスワローの場合で、スワローからの流れは、初め広がらず、途中から急激に広がる形になっている。これは、スワロー内径側に取付けた盲リングの効果である。噴射弁近傍には、順流方向の流れがある。この54φスワローでは、噴射弁突出しによる流れ模様の変化はみられなかった。

図18は52φ二重逆旋回スワローの流れ模様で、流れは極めて複雑である。前二種のスワローとの大きな違いは、スワロー主流が中心軸側に向い、その外側に大きな循環流(図18で左廻りのもの)が存在することである。スワロー外側旋回羽根からの流れは、このような形状の場合、54φスワローのように盲リングをつけないと、二次曲線の回転面形に広がるはずである。この特異性は、内周側の小さな逆旋回羽根の存在による。この狭められたスワロー主流の内側に小さな循環流領域が存在するが、スワロー中心軸上には、噴射弁冷却空気の流れが順方向に生じており、流れ模様は予想通り複雑である。

アクリル壁面上では、図中④が分岐点になって上流側と下流側へ流れている。この分岐点は、極めて明確である。このスワローにおいても、噴射弁突出しによる流れ模様の変化はみられなかった。

6.2 水噴射実験

スワロー空気側の条件は、試作ターボファンエンジン作動状態における $\rho_a v_j^2$ 値を参考にして設定した。想定したエンジンの各作動状態における $\rho_a v_j^2$ 値を表1に示す。これは次の見積りから推定したものである。

(1) 燃焼器の全圧損失率を4%とし、スワロー前後の圧力差を燃焼器全体の圧力損失の20%と見積る。

(2) スワロー開口面積比と実測例から全体空気の28%

程度(54φスワローのとき)がスワローから流入すると見積る。

(3) エンジンの各作動状態における燃焼器入口空気条件の見積り。

本実験条件を表2に示す。 $\rho_a v_j^2 = 0$ は静止雰囲気中へ噴射した状態に対応する。表1の見積りに誤差があったとしても、これを充分カバーする値になっている。代表的な噴霧の写真撮影結果を図19に示す。ストロボの光が弱く見にくいだが、噴霧角の測定には差支えなかった。

6.2.1 静止雰囲気中における噴霧角

静止雰囲気中へ噴射した場合の噴射圧力と噴霧角の関係を図20に示す。噴射圧力 $P_f = 1 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ 付近からきれいな円錐形に広がる。 $P_f \geq 5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ で噴霧角 $\alpha_{f0} = 110^\circ$ になり、本実験範囲(P_f) $\text{max} = 20 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ で噴霧のしぼむ傾向は現れていない。

6.2.2 46φスワロー使用時の噴霧角

図の横軸にスワロー旋回羽根部を流れる空気のモーメントをとって噴霧角の変化を求めた結果を図21および図22に示す。図22は、噴射弁位置を下流側へ10mm移動

表1 スワロー空気モーメントとエンジン作動状態(54φスワローのときの推定)

エンジン状態	$\rho_a v_j^2$ (kg/m ²)
離陸(設計点)	2,650~2,880
上昇	2,440~2,550
接近	1,870~2,160
アイドル	570~610

表2 実験条件

スワロー	噴射弁軸方向位置	噴射圧力 P_f (kg/cm ² G)	$\rho_a v_j^2$ (kg/m ²)				
			1	2	3	4	5
46φ	原位置	1, 2, 5, 10, 15, 20	0	1447	4510	7540	
	10mm突出	"	0	1475	4647	7108	
54φ	原位置	"	0	549	1932	3918	8080
	10mm突出	"	0	623	1931	3866	8290
54φ二重 逆旋回	原位置	"	0	819	2290	4849	9976
	10mm突出	"	0	813	2401	4788	9999

し、スワラ内へ突出すようにした場合の結果である。スワラ空気モーメントを増すといずれの場合も噴霧角は小さくなるが、噴霧のしぼみは、噴射圧力の低いときのほうが著しい。 $\alpha_f \leq 20^\circ$ の状態では、噴霧が大幅に変動し、実用上問題があると思われた。噴射弁位置の噴霧角に及ぼす影響は複雑で、傾向は明らかでない。

6.2.3 5.4φ スワラ使用時の噴霧角

5.4φ スワラのときの結果を図 2.3, 図 2.4 に示す。

4.6φ スワラのときより更に複雑な傾向を示している。噴射弁位置を 1.0mm 下流側へ突出したとき、 $P_f = 1, 5 \text{ kg/cm}^2$ で、急激に噴霧角の小さくなる $\rho_a v_s^2$ 値がある。このようなところで噴霧は不安定である。 $P_f = 2.0 \text{ kg/cm}^2$ では、噴射弁原位置より 1.0mm 下流側へ突出したときのほうが、噴霧角は広い。

6.2.4 5.2φ 二重逆旋回スワラ使用時の噴霧角

5.2φ 二重逆旋回スワラの結果を図 2.5, 図 2.6 に示

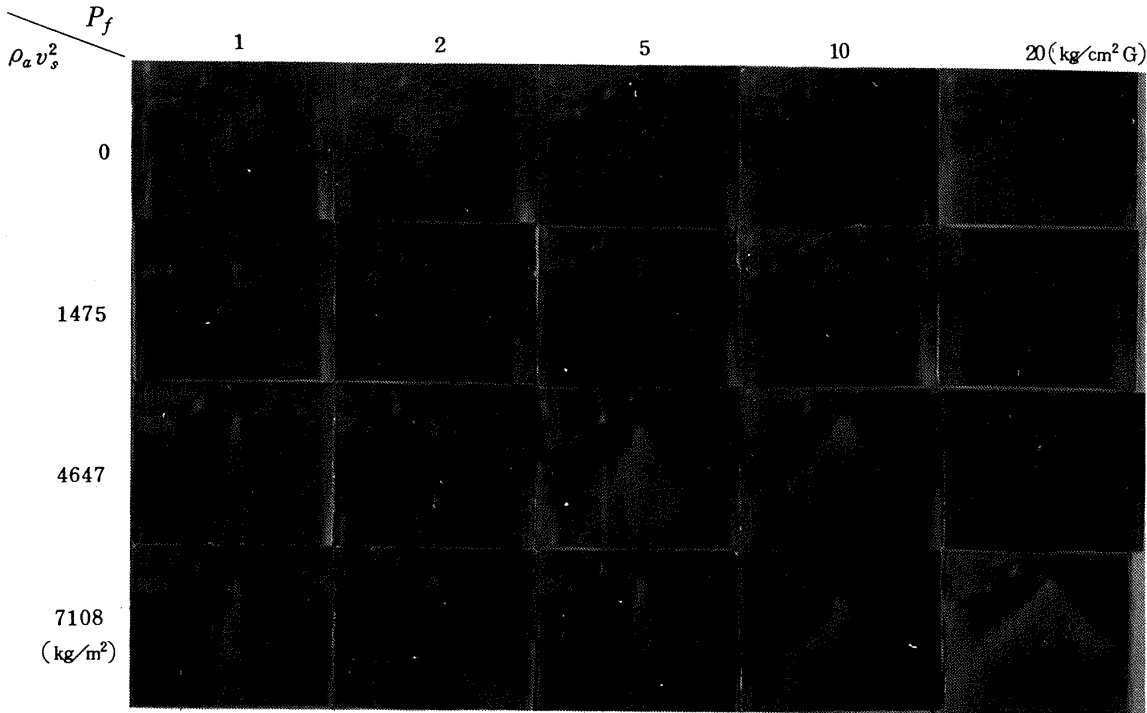


図 19 46φ スワラ, 10mm 突出しの際の写真撮影結果

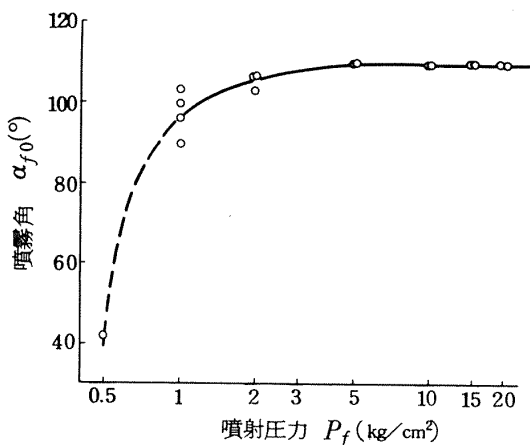


図 20 静止雰囲気中の噴霧角

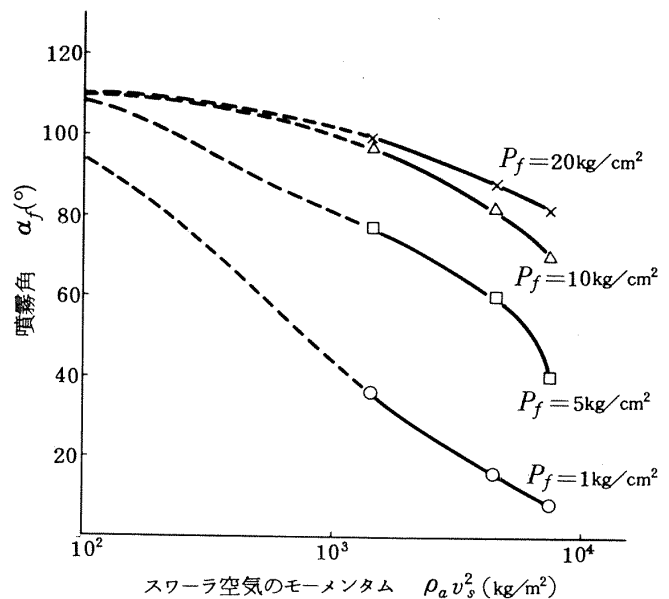


図 21 46φ スワラ, 噴射弁原位置

す。噴射圧力 $P_f \geq 10 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ で、スワロー空気流による噴霧のしぼみは見られない。これが本スワローの特徴である。スワロー空気のモーメントの大きな範囲の測定は、していない。これは、噴射した水が、アクリル筒の面に沿って上昇し、噴霧の観察ができなかったためである。この、水のアクリル壁面を上昇しはじめる位置は図18のA点と一致していた。

7 結果の検討

図21から図26の図を整理するため、図の横軸に P_f

$/\rho_a v_s^2$ をとったものを図27~図29に示す。各噴射圧力の点をほぼ1本の線で結ぶことができ、噴射弁軸方向位置の影響も明瞭になった。噴射弁を10mm下流側へ突出した効果は、噴射圧力の高い状態で、原位置の場合より噴霧角を広げる形になって現れている。この傾向は、2.(3)で述べた事柄と逆であり、この実験の模型にははけていないライナ空気孔からの空気噴流の影響なども、実際の状態に近づけるために、必要のあることが判明する。

図30は各スワローの比較で、54φスワローのとき、もっとも狭い噴霧角、52φ二重逆旋回スワローのときも

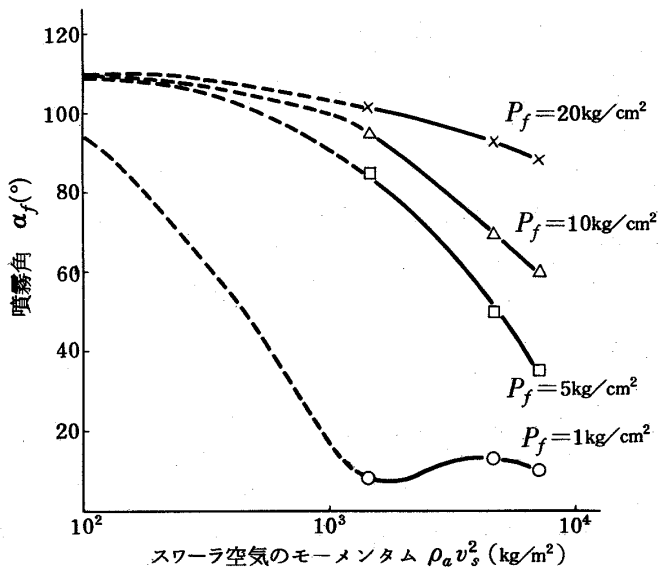


図 22 46φスワロー，噴射弁位置を10mm下流側へ突出したとき

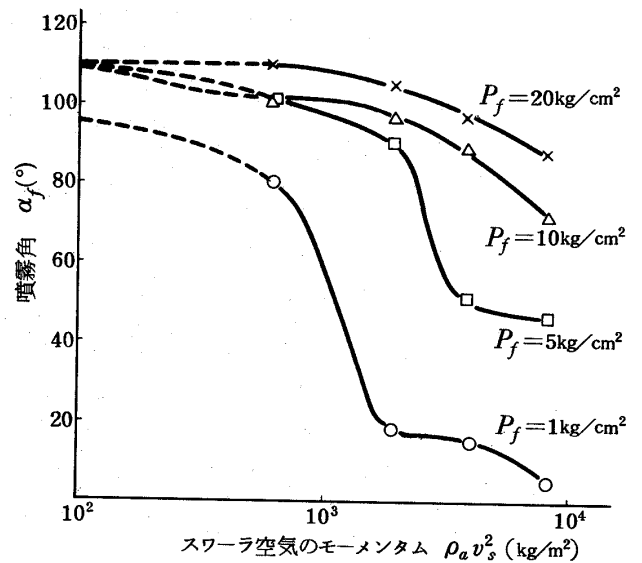


図 24 54φスワロー，噴射弁位置を10mm下流側へ突出したとき

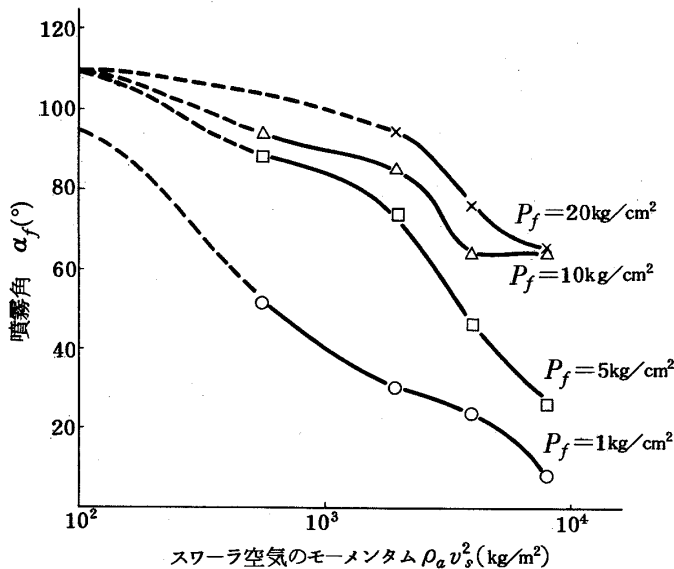


図 23 54φスワロー，噴射弁原位置

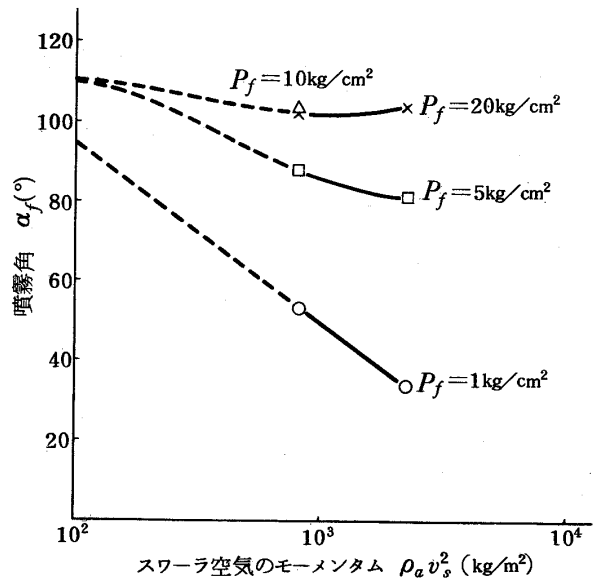


図 25 52φ二重逆旋回スワロー，噴射弁原位置

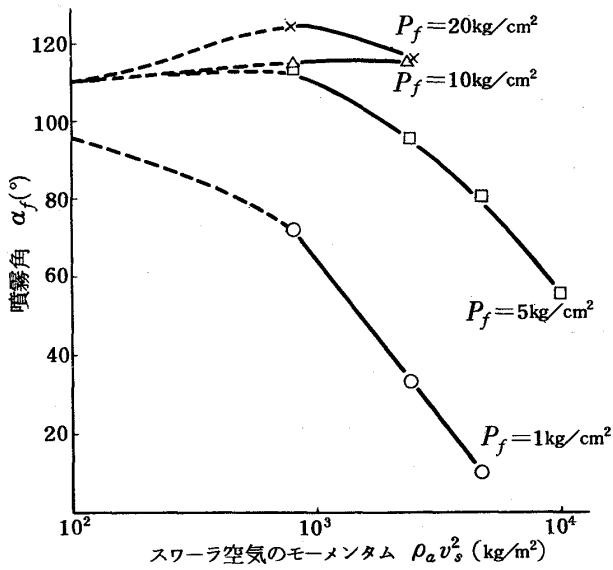


図 26 52φ二重逆旋回スワラ、噴射弁位置を10mm下流側へ突出したとき

っとも広い噴霧角を示す。図31は、噴射弁位置を10mm突出した場合で、46φ、54φスワラの差は少ないが、52φ二重逆旋回スワラのときの噴霧角は前二種の場合より明らかに広い。特に $P_f/\rho_a v_s^2 \leq 60$ では、静止雰囲気の場合より広く、気流が噴霧を広げるように働いている。

流れ模様と結びつけて検討すると、46φスワラの場合、図15と図16を比較すると、破線で示した旋回羽根からの空気流と逆流領域との境界の広がり差があり、噴射弁を10mm下流へ突出したとき、逆流領域の境界は、スワラ近傍では広がらず、54φスワラのようになるが、それより下流側で急に広がる。すなわち、 $P_f/\rho_a v_s^2$ の大ききときは、この逆流領域の広がりの効果で、噴射弁原位置の場合より噴霧の広がりがあると判断される。 $P_f/\rho_a v_s^2$ の小さきときは、噴孔近傍の流れの影響を大きく受けるが、その影響を与えるものが、スワラ中心軸上の主流

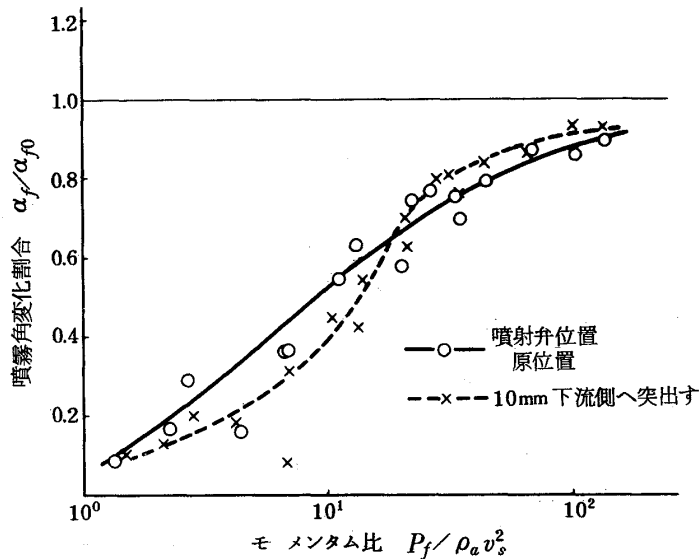


図 27 46φスワラの噴霧角変化割合

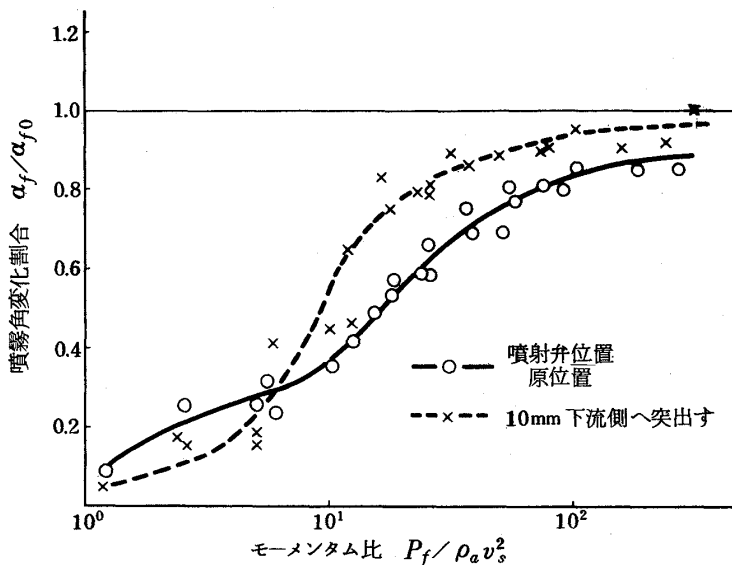


図 28 54φスワラの噴霧角変化割合

方向の流れか、その外周側の逆流領域の境界線の形かは明らかでない。

54φスワローのときの噴霧角の狭さは、スワロー近傍

で、逆流領域の境界（図17の外周側の破線）が広がっていないことによる。このような流れ模様は、燃料噴射圧力の低い着火時の性能向上にとって不利と考えられる。その

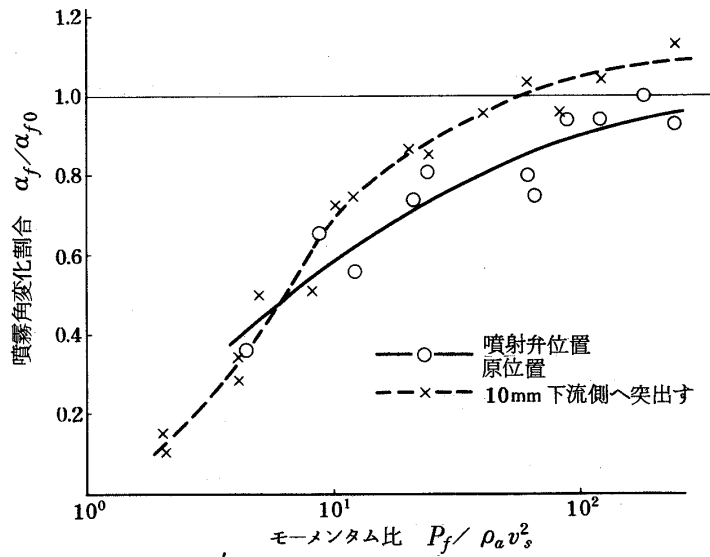


図 29 52φ二重逆旋回スワローの噴霧角変化割合

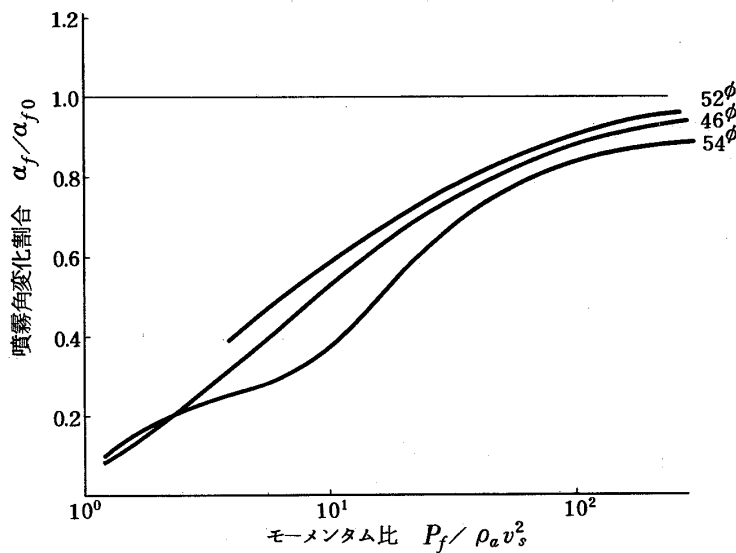


図 30 各スワローの比較，噴射弁原位置

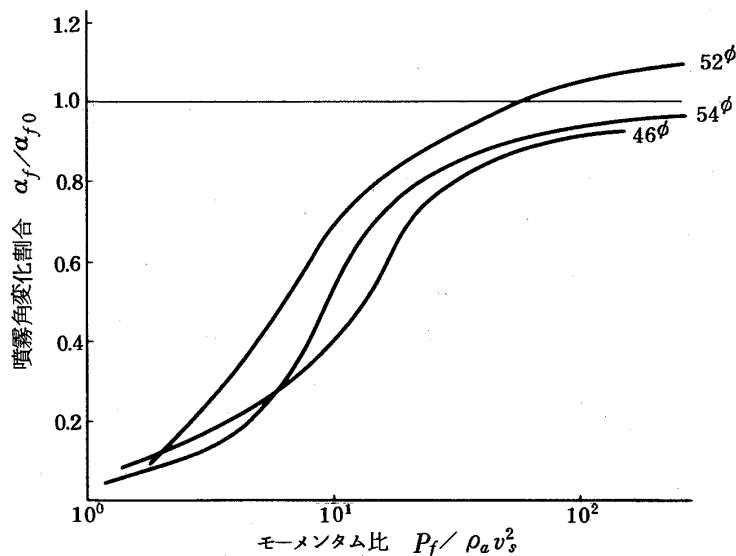


図 31 各スワローの比較，噴射弁位置を10mm下流側へ突出したとき

下流側では、逆流領域の境界の広がりは大きく、噴射弁を10mm移動したときの噴霧の広がりにつながっている。

52φ二重逆旋回スワラするとき、噴霧角を狭くする流れは、旋回羽根からの主流があるのみで他にない。これが、他のスワラの場合より噴霧角を広くしている理由であろう。 $P_f/\rho_a v_s^2$ の大きなき、静止雰囲気中の場合より噴霧角の広がることは、噴霧のモーメントムによって図18の流れ模様が部分的にかわるため、と考えられ、噴射時の流れ模様の測定が必要である。実際には、これは容易でない。52φ二重逆旋回スワラでは、他二種のスワラと流れ模様に大きな差があり、ライナ空気孔位置の流れ模様や噴霧角に及ぼす影響も異なることが考えられ、このスワラに関して、各種の測定が必要である。

図32は、エンジン離陸状態と噴霧角を示したものである。46φと54φスワラによる噴霧角の差は $\alpha_f = 94^\circ$ 、 87° と $\Delta\alpha_f = 7^\circ$ ほどある。前記ターボファンで測定した46φ、54φスワラ使用時の煙濃度を図33に示す。 $\Delta\alpha_f = 7^\circ$ の影響は大きい。これから推定すると52φ二重逆旋回スワラでは、さらに煙濃度の減少が得られることになるが、直接比較できるデータはまだない。もちろん、排気中の煙濃度は、燃料噴霧角のみで決まるものではない。しかし、スワラによって噴霧角を調節することは重要な因子であろう。

8 結果の要約

ガスタービン燃焼器のスワラから空気を流した状態でうず巻噴射弁の噴霧角を調べた。スワラから空気を流す

と、多くの場合、噴霧角は狭くなる。三種類のスワラについて噴霧角を測定した結果、次の事柄が判明した。

(1) 46φスワラ、54φ盲リング付スワラおよび52φ二重逆旋回スワラの間で噴霧角は、52φがもっとも広く、次に46φで、54φはもっとも狭い傾向を示した。これらは、 α_f/α_{f0} と $P_f/\rho_a v_s^2$ で整理できた。

(2) 噴射弁の軸方向位置を10mm下流側へ突出した場合、噴射圧力の高いとき、噴霧角は原位置より広がる。特に52φ二重逆旋回スワラでは、静止雰囲気中へ噴射したときよりも広がった。このような傾向は流れ模様と密接

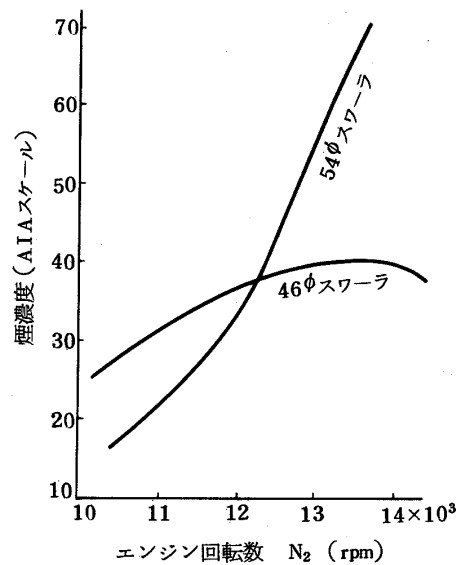


図 33 スワラの違いによる試作ターボファン排気中の煙濃度の差異

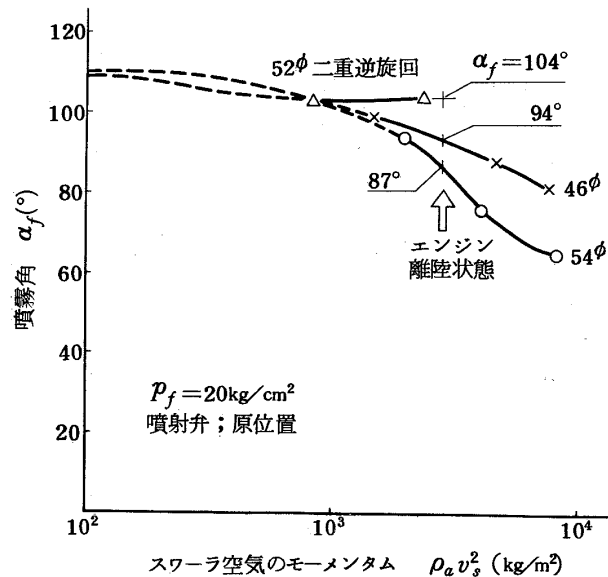


図 32 スワラによる噴霧角の差

な関係がある。

(3) 燃焼実験時に観察された、気流による噴霧角の著しい広がり、この実験では現れなかった。この点については、模型をもっと実際の燃焼器に近づける必要がある。しかし、46φと54φスワローの噴霧角の差に基づくと考えられるエンジン排気中の煙濃度の違いは説明できた。

(4) ライナ空気孔からの空気噴流の影響を調べることで、水噴射時の流れ模様の調査、特に52φ二重逆旋回スワローについての検討などが今後の課題として残っている。

文 献

- 1) 根矢清, 佐藤誠四郎; うず巻噴射弁の噴霧特性に及ぼす周囲空気圧力の影響, 日本機械学会誌, 70巻, 581号(昭42-6)p.27

- 2) 堀内正司, 中野篤治; 高圧燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動, 航技研資料 TM-253(1973-12)
- 3) 鈴木邦男, 江口邦久, 斎藤隆, 石井浅五郎, 山田秀志; 航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(N), 航技研資料TM-288(1975-12)
- 4) K.SUZUKI, A.ISHII, T.SAITO, N.SASAKI; An Experimental Study of NOx Emission Control of Gas Turbine Combustors, 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, Paper No.21
- 5) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 相波哲朗, 石井浅五郎, 広瀬健樹; 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究, 航技研報告 TR-143(1967-10)

既 刊 資 料

TM-330	各種カーボン複合材の静的強度特性	1977年4月	古田敏康, 松嶋正道, 野口義男
TM-331	超音速に於ける円錐, 円筒物体の圧力係数	1977年5月	野溝国生
TM-332*	新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第4報 鈍頭部冷却法と燃焼器特性)	1977年6月	田丸卓, 鈴木邦男, 山田秀志, 堀内正司, 下平一雄
TM-333T	Review of Aeronautical Fatigue Investigation in Japan 1975-1977	Jul. 1977	Tadao KAMIYAMA, Kazuyuki TAKEUCHI, Soshiro IIDA, Kōsaburo YAMANE, and Hiroo ASADA
TM-334	大型低速風洞の特性試験 (1) 一気流検定試験一	1977年10月	海老沼幸成, 戸田亘洋, 白井正孝, 馬場滋夫, 吉田典生
TM-335*	新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第5報 環状燃焼器 AS260)	1977年10月	田丸卓, 鈴木邦男, 下平一男, 石井浅五郎, 小倉五郎, 黒沢要治, 齋藤隆, 山田秀志, 堀内正司
TM-336	一酸化鉛で潤滑した玉軸受の650°Cにおける性能	1977年10月	宮川行雄, 関勝美
TM-337*	FJR710 エンジンの高空性能予測	1977年10月	杉山七契, 吉田晃, 中山普
TM-338	スキャン型地球センサの試作および予備実験	1977年11月	木田隆, 狼嘉彰, 村上力, 中島厚
TM-339*	ファンエンジン用高圧圧縮機の研究 (1) 空力試験機 HC-10 の設計	1977年12月	大山耕一, 松木正勝, 鳥崎忠雄

* 配布先限定

航空宇宙技術研究所資料340号

昭和52年12月発行

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

印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
