

UDC 621.45.022:
621.018.5

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-378

航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発

— I. 箱形燃焼器の要素特性 —

江口邦久・石井浅五郎

鈴木邦男

1979年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

| 項 目 | 担 当 者 |
|---------|--------------------------------|
| 設 計 | 佐々木宣郷* |
| 実 験 計 測 | 佐々木宣郷* 遠崎 良樹* 北原 一起* 中越 元行* |
| 資 料 提 供 | 田頭 健** |

* 川崎重工業(株)

** 石川島播磨重工業(株)

目 次

| | |
|------------------------------------|----|
| 概 要 | 1 |
| 1. はしがき | 1 |
| 2. 燃料霧化器の設計概念 | 1 |
| 3. 記号と単位 | 2 |
| 4. 燃焼器の構成 | 3 |
| 4.1 燃焼器ケーシング | 3 |
| 4.2 分流板 | 3 |
| 4.3 燃料霧化器およびスワロー | 3 |
| 4.4 燃焼器ライナ | 4 |
| 5. 燃焼試験装置および方法 | 5 |
| 5.1 燃焼試験装置 | 5 |
| 5.2 計測方法 | 6 |
| 6. 試験結果およびその検討 | 6 |
| 6.1 KA01ライナ空気孔配置の選定 | 6 |
| 6.2 KA01ライナの改良試験 | 10 |
| 6.3 KA01ライナの基本形における性能及び排出特性 | 11 |
| 6.3.1 燃焼性能 | 11 |
| 6.3.2 燃焼器出口の排出特性 | 12 |
| 6.4 燃焼器ケーシングの壁圧分布と空気流入配分の見積り | 15 |
| 6.5 流れ模様 | 17 |
| 6.6 KA型燃料霧化器の流動特性 | 19 |
| 7. まとめ | 21 |
| 参考文献 | 23 |
| 付録A | 24 |
| 付録B | 25 |

航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発*

— I. 箱形燃焼器の要素特性 —

江口邦久** 石井浅五郎**

鈴木邦男***

概要

FJR710ターボファンエンジン用高圧燃焼器として、これまで圧力噴射弁とスワローを組合せた圧力噴霧型燃焼器の開発が行われて来た。燃焼器入口空気の状態は高圧・高温になると、この種の圧力噴霧型では、排気ガス中の煙および大気汚染成分の排出量の増加をきたす恐れがある。そのため、燃料の供給方法などについて新しい概念を導入する必要がある。

本研究開発では、新しい燃料供給方法として、気流微粒化方式を採用した燃料霧化器を考案し、FJR710/20ターボファンエンジンに適用でき、かつ、燃焼性能の向上ならびに大気汚染成分の排出低減を充分達成し得る気流微粒化方式燃焼器（呼称KA01）の試作研究に主眼をおいた。

今回の報告は、箱形燃焼器の常圧試験により、燃料霧化器の適用性、KA01ライナの基本形の選定およびその要素特性について調べた結果を示す。

1. はしがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発のテーマ：航空機用ジェットエンジンの研究開発において試作したFJR710/20ターボファンエンジンの環状燃焼器を対象に、従来の圧力噴霧型燃焼器に直接適用できる気流微粒化方式の燃料霧化器を考案した。そこで、環状燃焼器の $\frac{1}{4}$ を箱形にした燃焼器模型を用いて、大気圧下の燃焼試験により、燃料霧化器の適用性を調べ、さらに、性能的に優れた呼称KA01ライナの基本形を選定することを試みた。

一般に、航空用気流微粒化方式燃焼器において解決すべき課題は、主に、次のような点があげられる。

(1) 燃焼器の全体空燃比（空気/燃料重量流量比）は、実機の定常運転時で50~100、過渡状態で40~200と巾

広く変化するため、高空燃比側における火炎の安定性の向上、低空燃比側における振動燃焼の発生防止を行う必要がある。

(2) 燃焼器入口空気の状態は高圧・高温になるため、気流霧化器における逆火、自然発火の発生を防止すること。

(3) 気流微粒化方式による着火性能は、圧力噴霧型に比べ劣り、また、高々度になるほど悪くなるため、その対策として、着火用の圧力噴射弁を併用したり、トーチバーナを使用する必要がある。

本試験の結果、次に示す成果が得られた。

(1) 燃料霧化器に関する上記の問題点については、ほとんど解決され、この霧化器は、航空用気流微粒化燃焼器の燃料供給方法として有効であることがわかった。

(2) 呼称KA01燃焼器の基本形は、従来の圧力噴霧型に比べ、燃焼器内の上流側で熱発生率の高い燃焼状態を実現できることを示した。このことは、燃料霧化器の適用より、燃料と空気の混合が促進したためである。

(3) また、広い空燃比範囲にわたって、燃焼効率はすぐれ、燃焼領域の短縮化による出口温度分布の調整も容易になることがわかった。

2. 燃料霧化器の設計概念

従来の圧力噴霧型燃焼器において生ずる問題点¹⁾は、燃焼器の高圧化に起因するところが多く、燃料供給法として気流微粒化方式を採用した場合に解決される事柄及び優れた利点は次に示される。

- (1) 高圧燃料系を必要とせず、圧力噴射弁で生ずる高圧下での噴霧角の減少がない。そのため、スートの発生が少ない。
- (2) 気流で燃料を輸送するため、燃料の分散を改善し、空気との混合速度を高めることになる。
- (3) 排気中の排煙濃度を減少する。
- (4) 燃焼効率の向上に伴い、未燃炭化水素、一酸化炭素の排出量を低減する。
- (5) 火炎の輝度が少くなり、熱ふく射量が減少し、これは、ライナ壁の焼損防止、冷却空気量の減少につ

* 昭和53年10月5日 受付

** 原動機部

*** 機械技術研究所燃焼工学課

ながる。

- (6) 燃焼領域の短縮化, 冷却空気流の減少により燃焼ガスを希釈する空気量に余裕ができ, 出口温度分布を要求分布にすることが容易になる。
- 本研究開発で考案した燃料霧化器の概要を図 1 に示す。

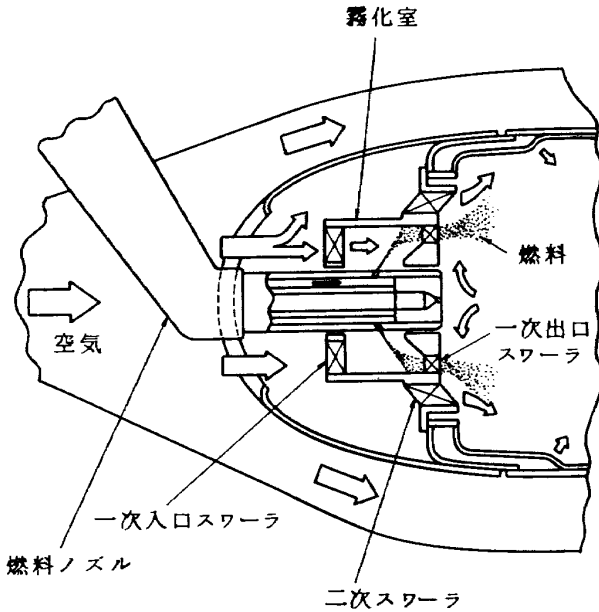


図 1 燃料霧化器の概要

燃料のメインノズルを囲んだ円筒形の霧化室の両端に空気旋回器 (通称スワラ) を有するもので, 燃料は, 霧化室内の旋回空気流中に放射状に多孔ノズルから噴射される。その作動原理は, 次の通りである。

- (1) 霧化室において, 一次入口スワラの旋回空気流は多孔ノズルから噴射される燃料を微粒化し, 予混合気を形成する。
- (2) この混合気は, 一次出口スワラにより再度強い旋回をかけられて加速し, 燃焼領域に向って様な円錐状の分散状態で供給される。
- (3) 二次スワラと一次出口スワラの二重同旋回流は, 微粒化のほかに燃料と空気の混合を促進し, 火炎安定性を強化する。

この燃料供給法によって, 従来の圧力噴霧型燃焼器に見られるカーボン堆積及びスモーク発生を防止し, かつ, 燃焼完了時間を短縮するものである。

次に, FJR ターボファンエンジンにおける実用面での特徴は

- (1) 従来の圧力噴射弁に比べ, 高い燃料圧力を必要としない。例えば, 最大出力時の燃料圧力を 1/2 以下にすることができる。
- (2) 燃焼器の短縮化と軽量化が期待できる。
- (3) FJR710 ターボファンエンジンに直接搭載でき,

これまでの実機運転で生じた従来型の問題点及びその対策を活用できる。

などである。

なお, この燃料霧化器が完成されるまでの発展過程を附録 A に示す。

3. 記号と単位

| | | |
|--------------|----------------------------------|---|
| A_h | 空気孔開口面積 | m^2 |
| A_t | 燃焼器最大断面積 | m^2 |
| l | 燃料霧化器の長さ | mm |
| l_f | 燃料霧化室の円筒壁に沿うフィルム長さ | mm |
| L_{cc} | 燃焼器ライナの全長 | 252mm |
| n | 流量から求めた空燃比 | |
| n_g | ガス分析から求めた空燃比 | |
| N_2^* | FJR エンジンの高圧系修正回転数 | rpm |
| P_0 | 大気圧 | ata |
| P_4 | 燃焼器入口空気圧力 | ata |
| ΔP | 燃焼器入口出口の全圧差 | atg |
| ΔP_0 | 空気流量測定オリフィスの差圧 | mmAq |
| T_4 | 燃焼器入口空気温度 | K |
| T_5 | 燃焼器出口温度 | K |
| ΔT | 燃焼器出口温度上昇 $\Delta T = T_5 - T_4$ | K |
| U_r | 燃焼器最大断面平均風速 | m/s |
| w_a | 空気流量 | kg/s 又は g/s |
| w_f | 燃料流量 | kg/s |
| w_w | 水流量 | g/s |
| $x_{E.I.}$ | 排気ガス中の x 成分の排出指数 | kg / 燃料 1 kg |
| X | 遮熱板からのライナの軸方向距離 | mm |
| τ_a | 空気の比重量 | kg/m ³ |
| τ_f | 燃料の比重量 | kg/m ³ |
| δ_t | 出口温度不均一率 | $\delta_t = \frac{(T_5)_{\max} - T_4}{\Delta T}$ |
| η_b | 燃焼効率 | % |
| ϕ | 全圧損失係数 | $\phi = \frac{\Delta P}{\tau_a \cdot \frac{U_r^2}{2g}}$ |
| ϕ_g | ガス分析から求めた当量比 | |

添字

| | |
|---|---------------|
| E | 実機 |
| M | 模型 |
| i | 内側ライナ |
| o | 外側ライナ |
| s | 分流板 |
| j | 燃焼器出口の半径方向測定点 |

4. 燃焼器の構成

KA01 箱形燃焼器模型は、図 2 に示すように、燃焼器ケーシング、ライナ、分流板、隔壁板、遮熱板、燃料霧化器、スワラから構成されており、以下に各々の諸元を記す。

4.1 燃焼器ケーシング

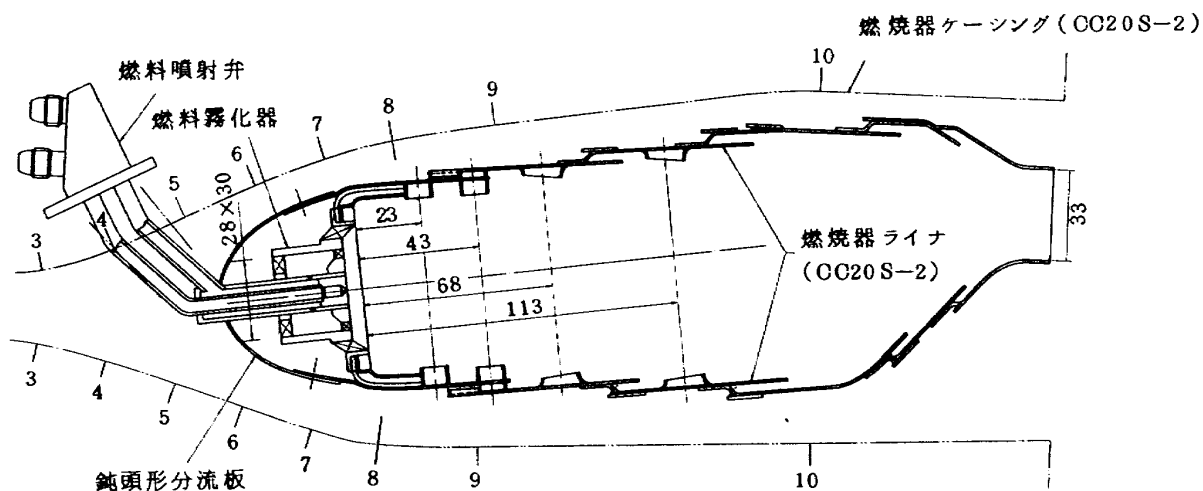
燃焼器ケーシングは、FJR710/10 エンジン用燃焼器ケーシングを、燃料噴射弁の円周ピッチを同じにして 4 分の 1 の矩形断面に二次元化したもので、4 本の燃料ノズルを挿入できる座を有した箱形ケーシングである。

4.2 分流板

分流板の形状は、図 2 に示すように、先端を丸めた鈍頭形である。この分流板の主な特長は、スワラ空気取入孔の製作精度が、FJR 710 燃焼器の初期の形(くちばし形)に比べ高く、その空気流入量の調整も取入孔の寸法変更により容易になることである。これは、気流微粒化方式の KA 型燃料霧化器にとって必要な条件となる。

4.3 燃料霧化器およびスワラ

燃料霧化器の構成は、燃料ノズルと一次スワラから成っている。燃料ノズルは、図 3 に示すように、メインノズルとプライマリノズルを有し、メインに多孔ノズル(噴孔径 0.5 mm, 噴孔数 10 個, 噴射角 80 deg)を、プライマリにスクリー形の高巻ノズル(噴孔径 0.8 mm)



3~10 ; 壁静圧計測位置, 8 ; 空気流路内全圧計測位置

図 2 箱形燃焼器模型 (KA01 ライナの基本形)

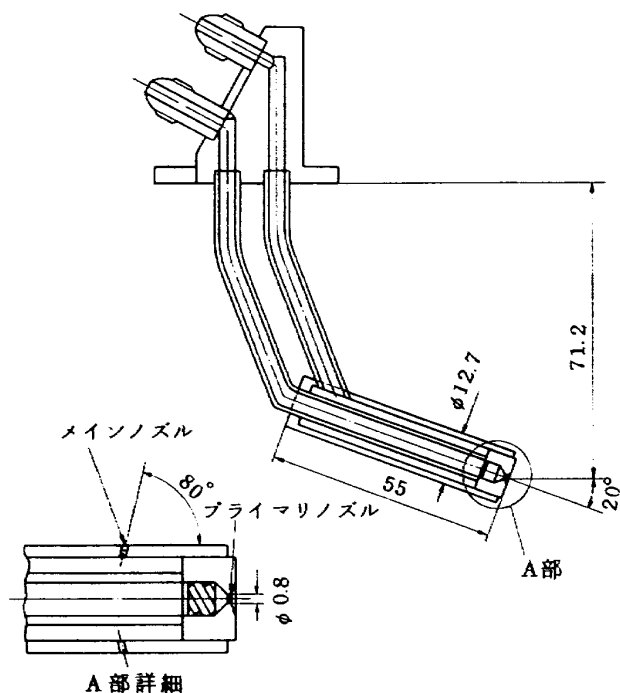


図 3-1 KA01 燃料ノズル

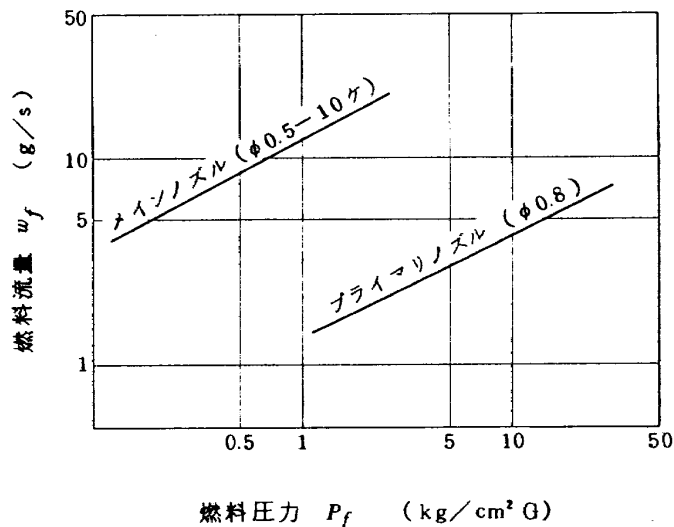


図 3-2 KA01 燃料ノズルの流量-圧力特性 (ノズル 1 本あたり)

を採用している。

スワローは、図4に示す通り、霧化器に用いる軸流形の一次入口スワローと出口スワロー、そして保炎に供する混流形の二次スワローの3個が1組になっている。表1には、KA01用として試作したスワローの諸元を示す。このように、一次スワローと二次スワローを組合せた二重旋回形式を採用した理由は、燃料の微粒化、燃料と空気の混合促進および保炎の強化である。

KA01用燃料霧化器およびスワローの寸法・形状を決定するにあたっての基本的方針を以下に列記する。

- (1) プライマリノズルは、着火時の燃料供給だけに用いる。

- (2) メインノズルから霧化室内に放射状に噴射される燃料は、一次入口スワローからの旋回空気流によって微粒化され、かつ、予混合化を行い、一次出口スワローにより円周方向に一様な燃料分散を行うこと
- (3) この場合、一次入口スワローは、霧化室内への均一な空気流入を行うこと、霧化室内に循環流を生じないことを考えて、その旋回角、羽根枚数、ボス比を選びこと。
- (4) 一次出口スワローは、その後流に安定したトロイダル状の循環渦を形成し、できるだけ噴出流速を高くし、Flash Back（逆火）を生じないこと。
- (5) 霧化室からの混合気噴流は、一次出口スワローと

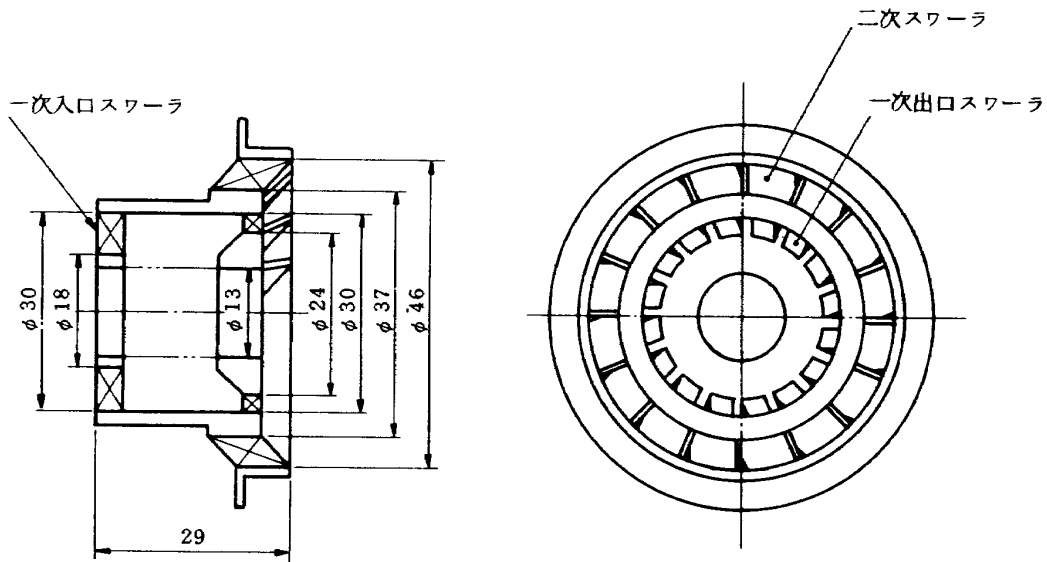


図4 KA01用スワロー

表1 KA01用スワローの諸元

| | 一次スワロー | | 二次スワロー |
|------|--------------------|----------------------------|--------|
| | 入口スワロー | 出口スワロー | |
| 形式 | 軸流形 | 軸流形 | 混流形 |
| 外径 | φ30 | φ30 | φ46 |
| 内径 | φ18 | φ24 | φ37 |
| 旋回角* | 30° 40° -30° | 50° 45° -45° -50° | 45° |
| 羽根枚数 | 16 | 16 | 16 |
| 用途 | 燃料霧化 | | 保炎 |

* 旋回角は、旋回羽根の取付角度であり、後視左周りを正とした。

二次スワローの二重旋回流により、燃料の微粒化と予混合化を図られ、要求される燃焼器の作動条件内で満足すべき火炎安定性が得られること。

- (6) 特に、燃料霧化器については、実機条件の高圧、高温入口空気状態のもとで、分流板内への燃料流出による自然発火を避けること。

4.4 燃焼器ライナ

ライナの輪郭は、図2に示すように、CC20S²⁾を基本にしている。空気孔配置については、KA型燃料霧化器に対し、性能面で最適化をはかって、呼称KA01ライナの基本形を決定した。すなわち、種々の空気孔配置を選択し、燃焼性能試験を繰返しながら、燃焼領域の短縮化を満足し、かつ、最良の性能（火炎安定性、燃焼効率）を示す空気孔配置を求めた。この経過については、試験結果のところで述べる。

5. 燃焼試験装置および方法

5.1 燃焼試験装置

今回の箱形燃焼器 模型の常圧要素試験に用いた設備は、当研究所原動機 1 号館の常圧系燃焼試験設備である。この設備は、図 5 に示すように、2 系統の試験装置から成っており、このうち系統 I は、150 kW 遠心送風機より供給される供試燃焼器用空気の一部を予熱燃焼器を通して、最高 750 K まで空気温度を高めることができる。こ

の系統は、主に、燃焼器の性能向上化を図る改良試験に供するものである。系統 II では、送風機からの空気を予熱燃焼器と供試燃焼器の 2 流路に分け、熱交換器を通して、入口空気温度を最高 600 K まであげることができる。この系統は、燃焼器出口の排気ガス分析、性能測定などに使用される。

これらの 2 系統の試験を用いて行った燃焼試験の条件を表 2 に示す。

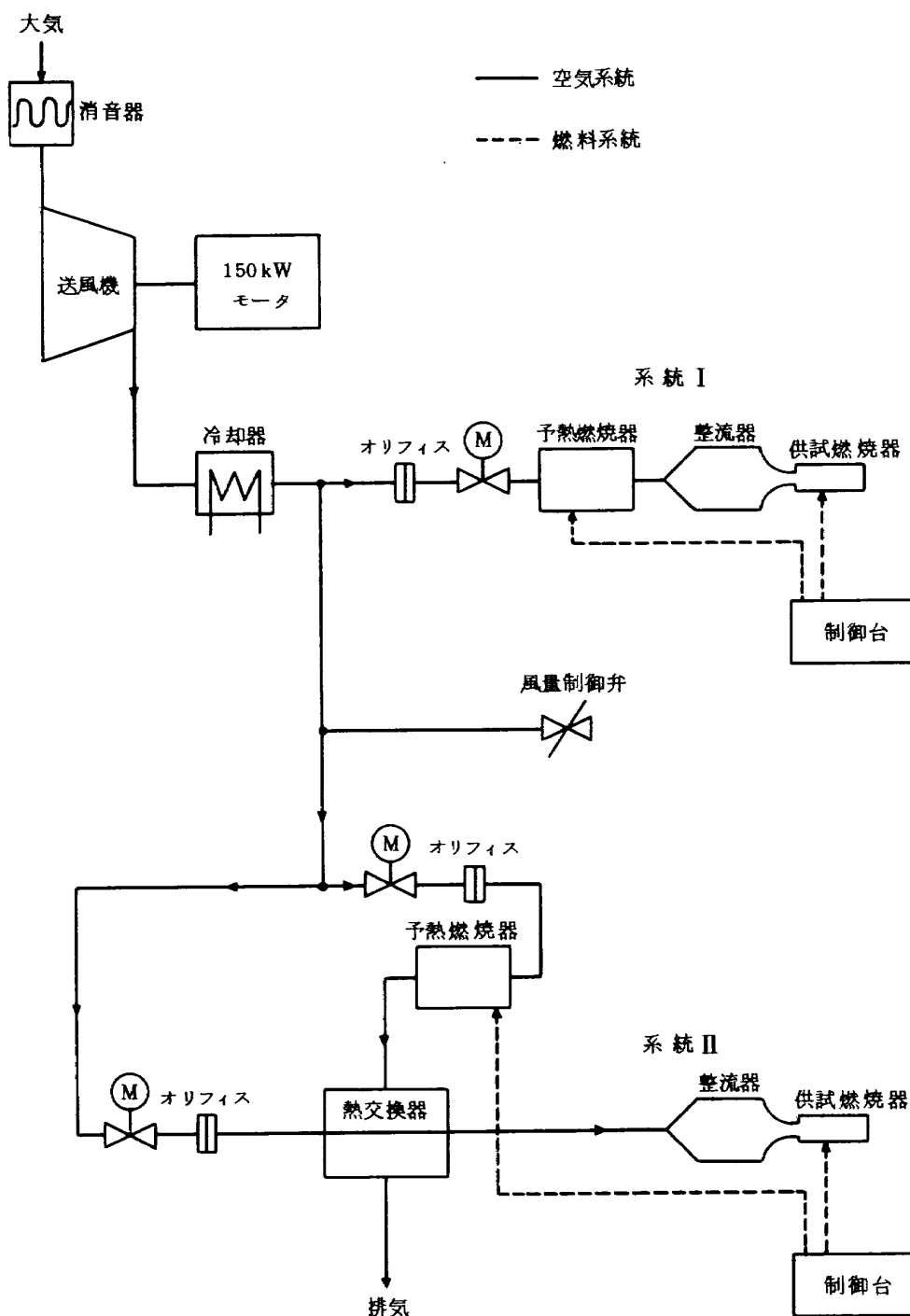


図 5 箱形燃焼器 模型の常圧試験装置系統図

表 2 箱形模型の試験条件

| 使用装置 | 条 件 | 測定 |
|---------|---|-------------------------|
| 常圧系試験装置 | 入口空気圧力 $P_1 \doteq 1.1 \text{ ata}$ 入口空気温度 $T_1 = 320 \sim 600 \text{ K}$ 風 速 $U_r = 15 \sim 19 \text{ m/s}$ 空 燃 比 $n = 50 \sim 100$ 使用燃料 Jet A-1 | 温度, 圧力, 排ガス 分析 |

5.2 計測方法

燃焼器の性能計測および排気ガス分析に要する測定項目とその使用機器類を表 3 に示す。

箱形燃焼器出口における温度計、ガス採取プローブの横方向配置を図 6 に示す。温度計は、横方向に見て、燃料霧化器またはスワーラの後方に相当する A, C, E, G の位置に 4 本、中間に相当する B, D, F の位置に 3 本、第 4 列空気孔の後方に相当する H, I, J, K の位置に 4 本取付けられ、縦方向に 4 点計測の温度計であるから、温度測定点の全数は 44 点である。排気ガス採取プローブには 4 点集合式のものを使用し、その採取点の位置は、スワーラの中心を結んだ線上で、かつ、空気孔間の位置である。採取ガスは、テフロン製の加熱導管を経由してガスタービン排気ガス測定装置 (MEXA 2000N) に送られる。

6. 試験結果およびその検討

6.1 KA01 ライナ 空気孔配置の選定

KA01 ライナの空気孔配置を決定するのに使用したライナは、図 7 に示すように、軸方向に 3 列の空気孔を有

表 3 測定項目および使用機器

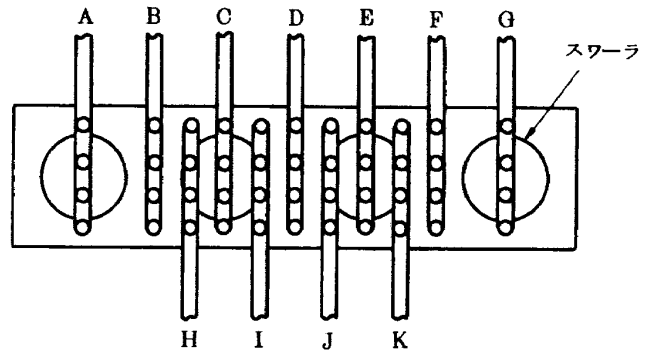
| 測定項目 | 点数 [※] | 測定機器 |
|-----------|-----------------|---|
| 空気流量 | 1 | オリフィス流量計 |
| 入口空気圧力 | 1 | 水銀マンノメータ |
| 入口空気温度 | 1 | CA 熱電対 |
| 燃料流量 | 1 | タービンフローメータ (Cox Instrument 社製) |
| 燃料圧力 | 2 | ブルドン管式圧力計 |
| 燃焼器出口ガス温度 | 44 | 4 点式 CA 熱電対 |
| 排気ガス分析 | 1 | 4 点集合式空冷ガス採取プローブ加熱採取導管 (テフロンチューブ, 150~170°C) ガスタービン排気ガス測定装置 (堀場製 MEXA 2000N) |

※ 測定点数は、1つの設定条件に対するものである。

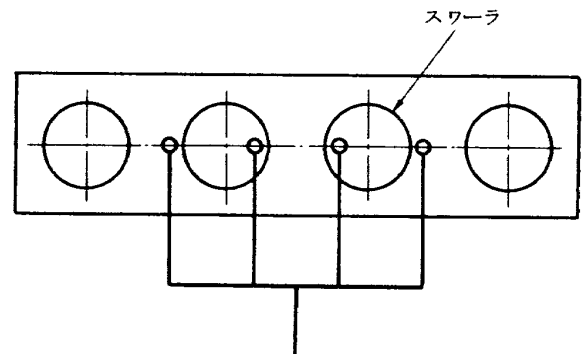
する呼称 CC20S-2²⁾ であり、これと KA 型燃料霧化器との性能的なマッチングを図って最適な空気孔配置を求め、KA01 ライナの基本形とした。以下に、そのときの改良経過の内容を列記する。

(1) 空気孔配置 I

A ~ K 4 点式温度計



(a) 温度計測位置



(b) ガス採取位置

図 6 箱形燃焼器出口の計測位置 (後視)

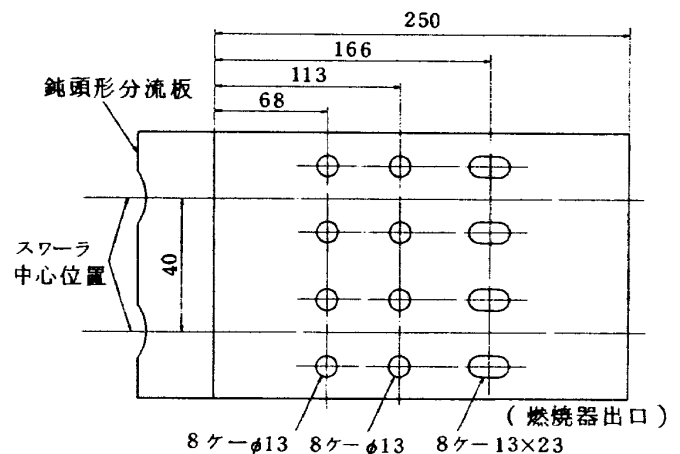


図 7 CC20S-2 の空気孔配置

一次スワラは入口側旋回角 30 deg, 出口側 50 deg の同一旋回方向とした。空気孔配置は、図 8-(a)に示すように、CC20S-2の第1列空気孔の中間、すなわち、スワラの後方位置に直径 8 mm の空気孔を内側および外側ライナの両方に追加した。

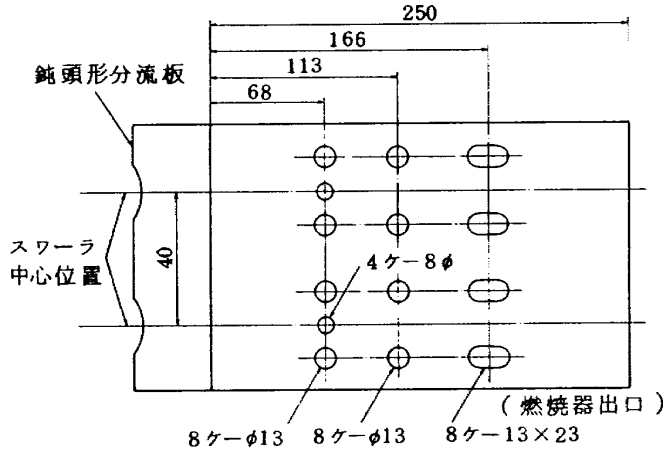


図 8-a 空気孔配置 I

入口空気温度 333, 573 K の燃焼実験の火炎観察によると、スワラ中間の遮熱板付近とスワラからの噴流の内側には輝炎が存在し、ライナ上流 ($0 < X \leq 68\text{mm}$) が空気不足の状態にあった。そのため、メインノズルのみの気流微粒化燃焼は不相当であり、プライマリノズルを用いた圧力噴霧燃焼についてのみ性能を測定した。図 9-(a)に示す燃焼効率ほぼ 100% になっている。図 10 の温度分布の結果は、半径方向にフラットな分布を示し不満足な結果となった。以上の結果、ライナ上流における空気流入量を増し、空気負荷を高める必要を生じた。

(2) 空気孔配置 II

次に、一次燃焼領域への空気流入量を増し、燃料過濃状態を防止するために、遮熱板より 23 mm のスワラ後方位置に、図 8-(b)に示す直径 8 mm の案内筒付空気孔

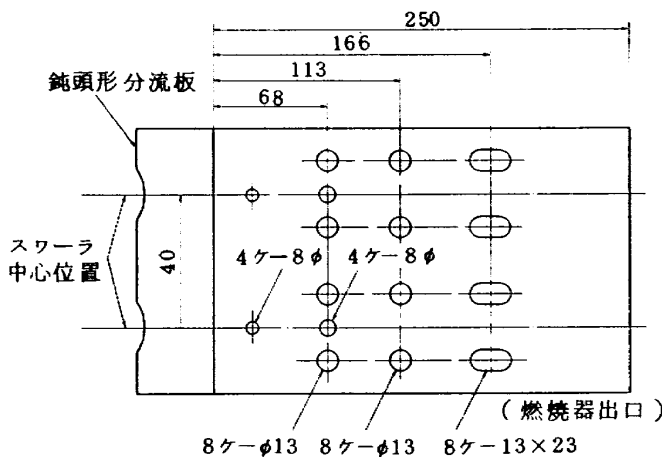


図 8-b 空気孔配置 II

を付加した。その結果、スワラ中間の領域における空気不足の状態はなくなったが、空燃比の高い条件において火炎安定性が悪くなり、火炎も長くなった。

(3) 空気孔配置 III

長円形の希釈孔、空気孔配置 I で追加した直径 8 mm の空気孔を盲にし、空気孔配置 II の直径 8 mm 空気孔の下流 20 mm の位置に直径 8 mm の案内筒付空気孔を設けた空気孔配置 III の状況を図 8-(c)に示す。火炎観察では、

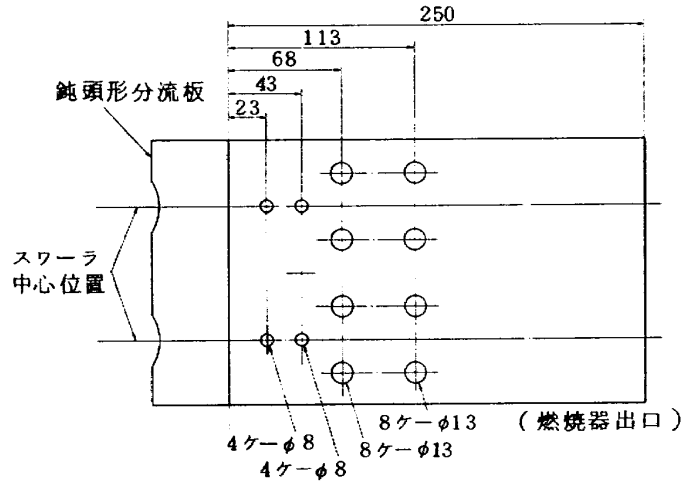


図 8-c 空気孔配置 III

ライナ上流における火炎全体が青色炎となり、火炎長さも短くなった。ただし、火炎の安定性は空気孔配置 I の状態と変わらない。図 9-(b)に示す燃焼効率は高空燃比側で悪く、図 10 に示す温度分布は、燃焼器出口で Tip と Hub 側で低い形になった。また、図 11 に示す全圧損失係数は、空気孔配置 I の値に比べ増加している。

(4) 空気孔配置 IV

スワラの中間領域への空気流入を行って火炎長さをさらに短くするため、遮熱板より 43 mm のスワラ中間位置に直径 8 mm の案内筒付空気孔を追加した。空気孔配置 IV の状況を図 8-(d)に示す。その結果、図 9-(c)に

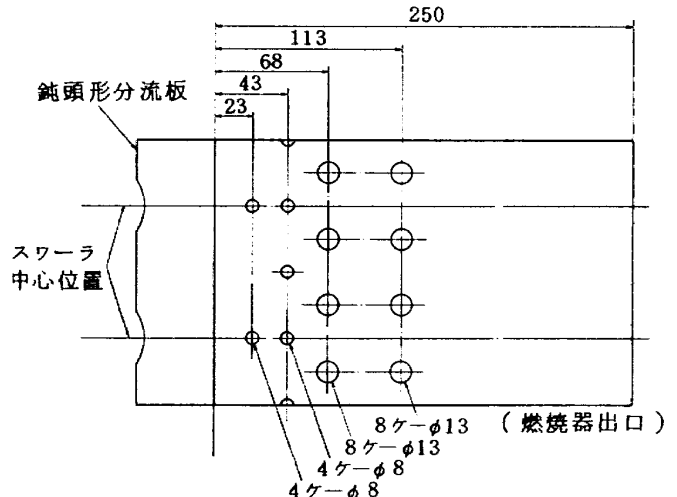


図 8-d 空気孔配置 IV (KA01 の基本形)

| | |
|---|-------|
| ○ | M |
| ● | P |
| ▲ | P + M |
| ■ | P + M |

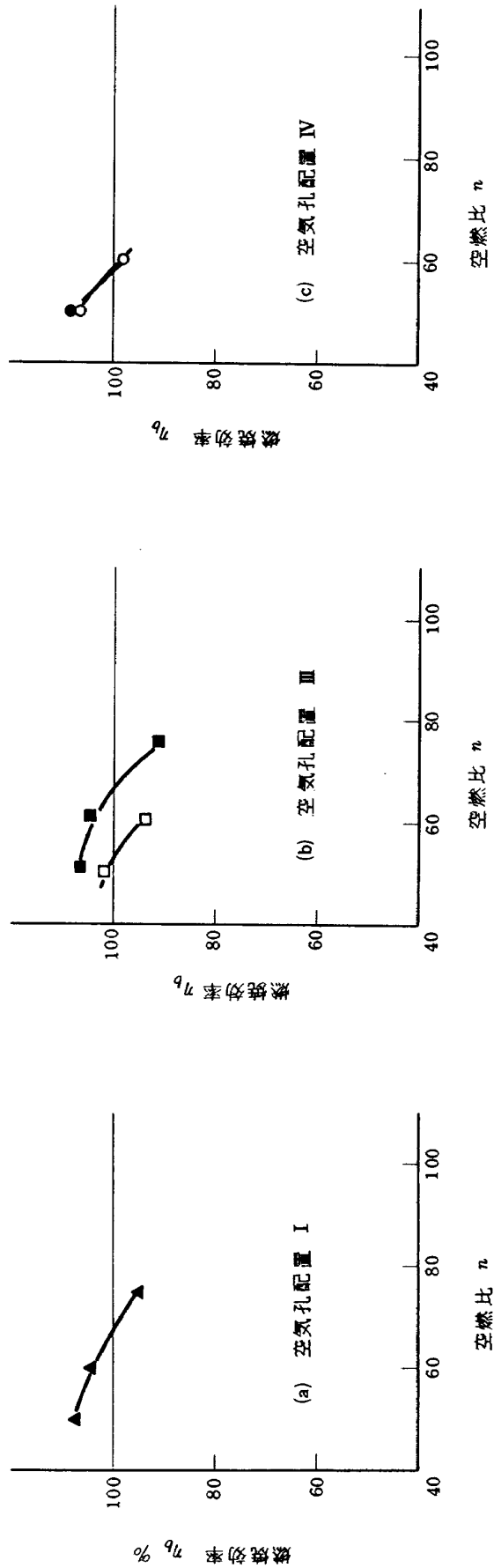


図 9 空気孔配置の変更による燃焼効率の変化 ($T_a = 320 \text{ K}$, $U_r = 19 \text{ m/s}$)

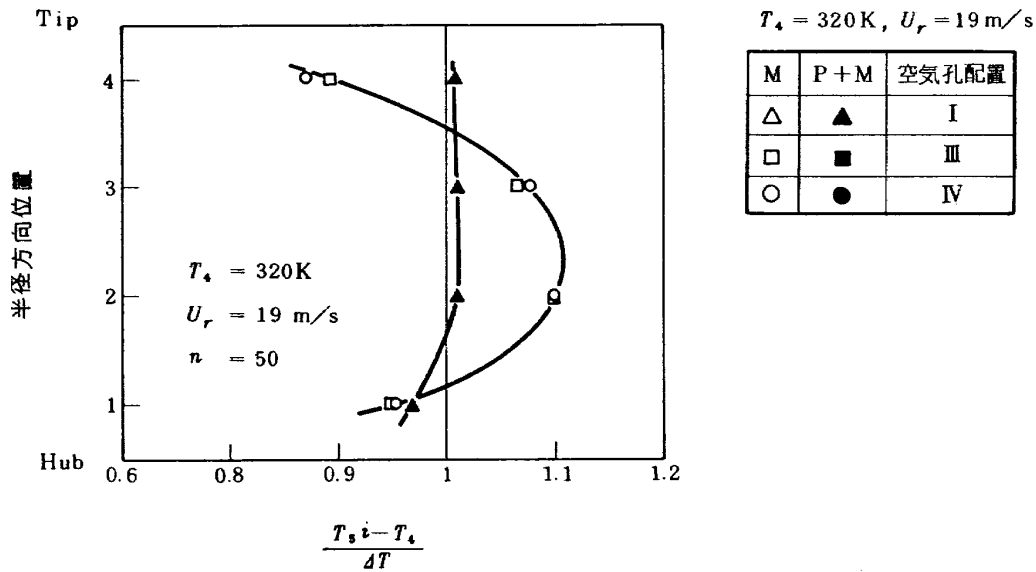


図 10 KA 型ライナ出口の半径方向温度分布

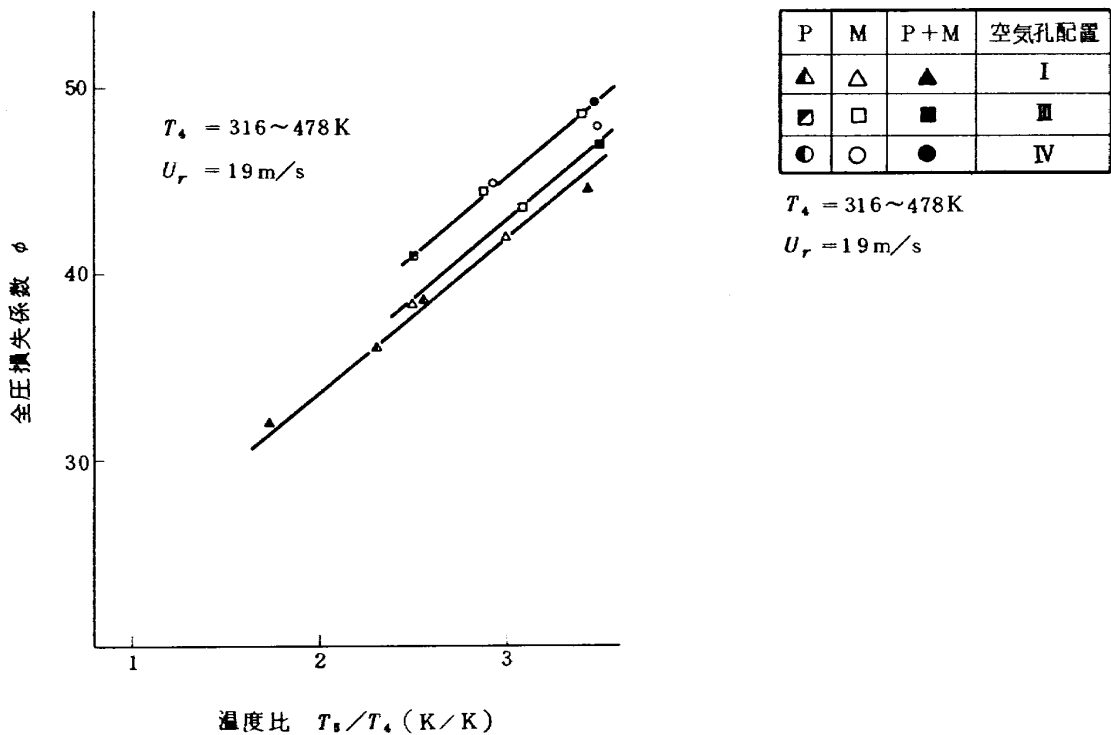


図 11 空気孔変更による全圧損失係数の変化

示すように、メインノズルのみの燃焼効率、空気孔配置Ⅲに比べ向上した。火炎観察によると、X = 43 mm の位置にある第 2 列空気孔からの噴流の貫通については、スワラ後方に比べ中間の方が強く、主流に対してほぼ直角に流入していることがわかった。

(5) 一次スワラの変更

燃料霧化器の一次出口スワラの旋回角を、二次スワ

ラと逆向きの一45 deg に変えたときの効果について調べた。

その結果、一次出口スワラに付着した火炎の拡がりはせまくなり、輝炎部の増加が見られた。また、遮熱板のスワラ中間部に輝炎がつき、吹消えし易くなった。従って、一次出口スワラと二次スワラの組合せを二重逆旋回方向にすると、燃料と空気の混合が悪くなり、

燃焼性能も同旋回に比べ劣っていることがわかった。

以上の改良実験の結果、燃料霧化器の一次スワラは、保炎用の二次スワラと同旋回のもの、かつ、これに適したライナの空気孔配置Ⅳを選定し、この組合せをKA01ライナの基本形とした。

なお、KA01ライナの空気孔配置の変更に伴う軸方向のライナ開口面積率の変化を図12(a)と(b)に示す。

6.2 KA01 ライナの改良試験

KA01ライナの基本形(図8-(d)の空気孔配置Ⅳ)に対して、ライナ上流の燃焼領域における空気負荷率をさらに上昇させ燃焼性能の促進を図るために、系統Ⅱの試験装置を用いて、表4に示す改良内容についての試験を行った。

図13に示す燃焼効率特性では、KA01ライナの基本形

に比べ、改Ⅰ、改Ⅱの燃焼効率はともに低下し、不満足な結果になった。この理由として、

- (1) 改Ⅰでは、一次燃焼領域終端付近に第2列空気孔から空気導入をはかっているため、一次燃焼領域の温度低下とともに、部分的な火炎の quench 効果を引き起こし、又、二次燃焼領域における燃焼速度を抑制すると考えられる。
- (2) 改Ⅱでは、燃料霧化器内の空気流速を上げることによって燃料の微粒化促進をはかっているが、逆に、これはスワラの保炎性能を低下させるため、空燃比の高い条件では、大きく燃焼効率の低下をきたすことになる。

以上の結果、燃焼領域における空気流入量の増加には

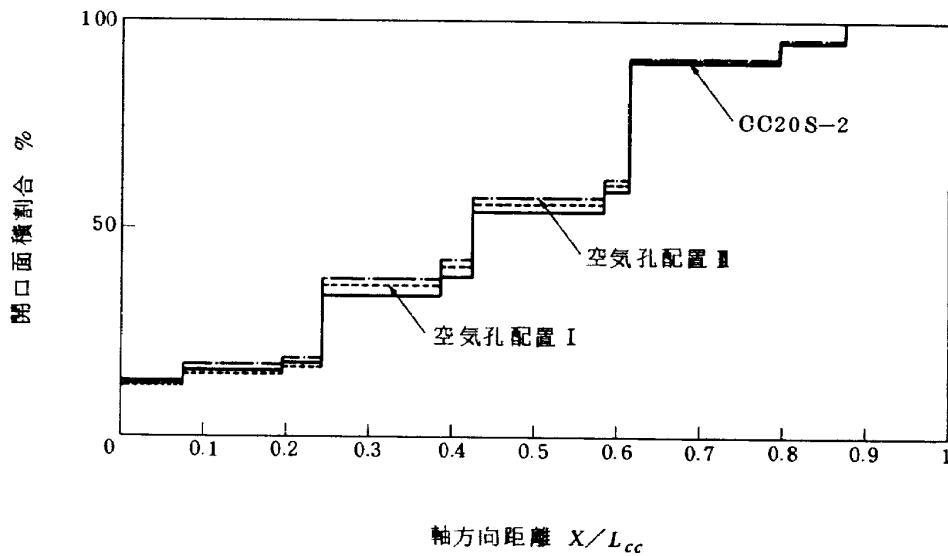


図 12(a) KA01 基本形に至るまでの開口面積の変化

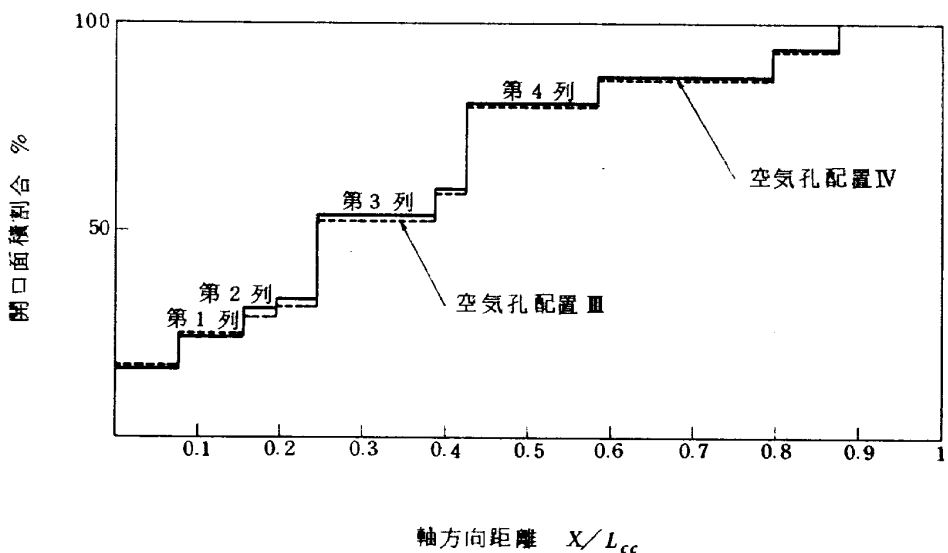


図 12(b) KA01 基本形に至るまでの開口面積の変化

表4 KA01 ライナ基本形の改良内容

| | |
|------|---|
| 改 I | 燃焼領域の空気負荷を上げるため、第 2 列空気孔の径 $\phi 8$ を $\phi 10$ に変更した。 |
| 改 II | 燃料の霧化特性を向上させ、一次燃焼領域の空気負荷率を上昇させるため、分流板穴径を 35ϕ にした。 |

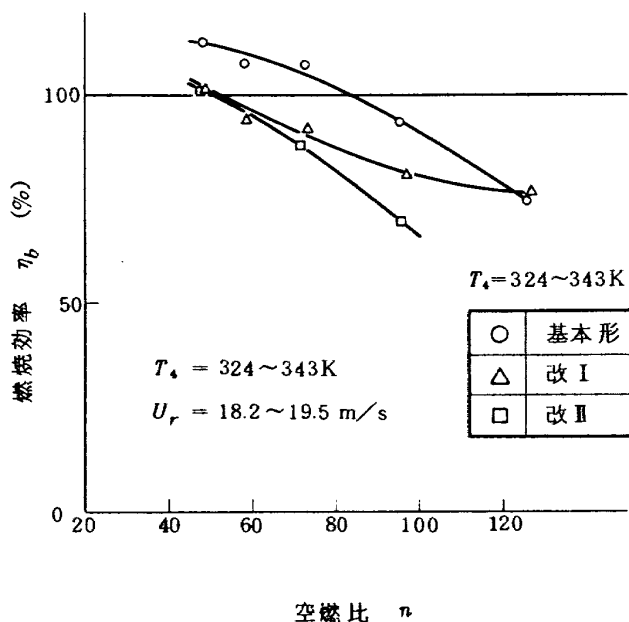


図13 KA ライナ基本形改良時の燃焼効率特性

限界があり、又、高い燃焼効率を達成するための最適な空気流入方法が存在することがわかる。

次に、この改良における出口温度不均一率特性の結果を図14に示す。KA01 ライナの基本形における $\delta_t = 0.2$ 付近の値に比べ、改 I 及び改 II はともに、 $\delta_t = 0.4 \sim 0.55$ の範囲の高い値を示し、良好な結果は得られなかった。

燃焼器出口の半径方向温度分布を図15に示す。改 I 及び改 II はともに、ほぼ一致した温度分布を示し、基本形に比べ、タービン翼根側 (Hub 側) の温度が低くなっている。

6.3 KA01 ライナの基本形における燃焼性能及び排出特性

常圧系試験装置の系統 II において、KA 型ライナの基本形 (図 8-(d) の空気孔配置 IV) についてその燃焼性能と排出特性を調べた結果を示す。

6.3.1 燃焼性能

(1) 燃焼効率特性

入口空気温度 $T_4 = 450, 520, 600 \text{ K}$ 、空燃比 $n = 50 \sim 100$ 、最大断面平均風速 $U_r = 14, 19 \text{ m/s}$ の条件

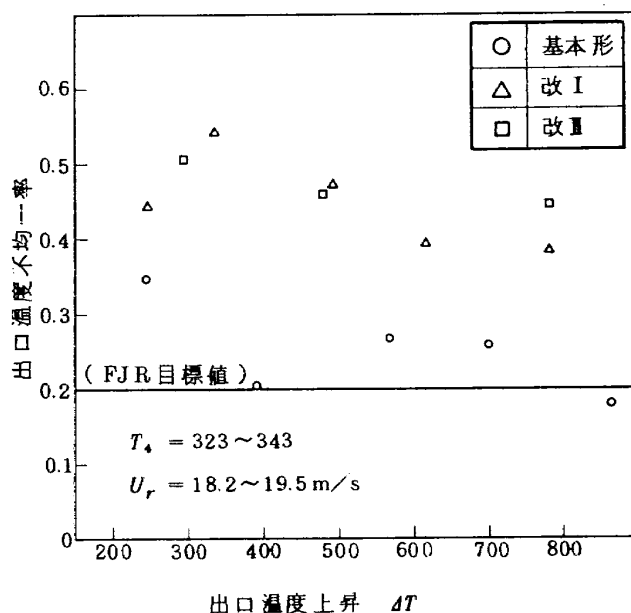


図14 KA ライナ基本形改良時の出口温度不均一率

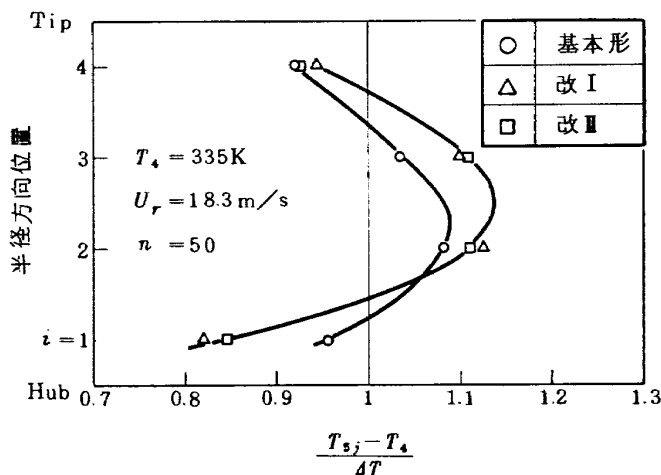


図15 KA ライナ基本形改良時の出口温度分布

における燃焼効率特性を図16に示す。いずれの条件でも燃焼効率 100 % 付近の値を得ており、入口温度 450 K では、風速がさがると効率も低くなる傾向を示す。

(2) 出口温度半径方向分布

各入口空気温度における空燃比 $n = 50$ のときの燃焼器出口の半径方向温度分布を図17に示す。風速 19 m/s においては入口温度の影響はなく分布形は一致している。入口温度 450 K で風速 14 m/s になるとタービン翼端側 (Tip) の温度があがる傾向になる。

FJR 710 エンジンの要求分布に比べると、タービン翼根側 (Hub) の温度が高く、満足できる結果になっていない。しかし、図18に示すように、従来の圧力噴霧型燃焼器を代表する #12 ライナの実例から判断して、ライナ形状を箱形から環状にした場合、環状ライナの出口温度分

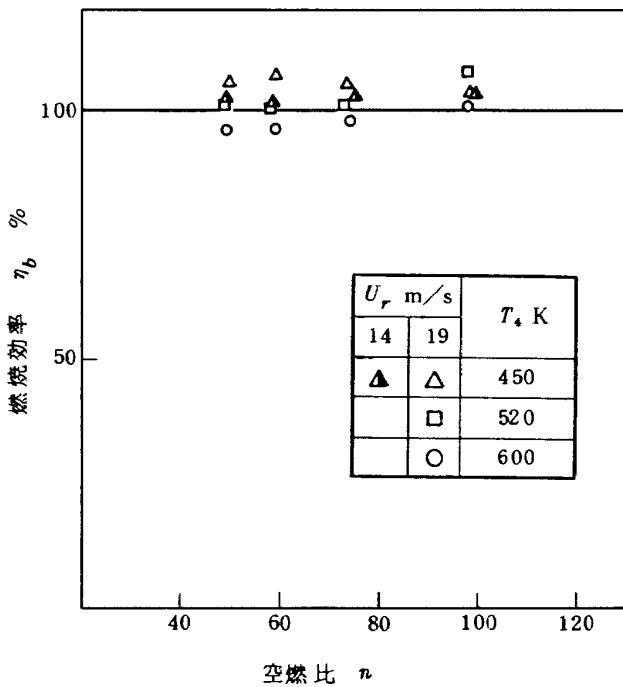


図 16 KA01 基本形における燃焼効率特性

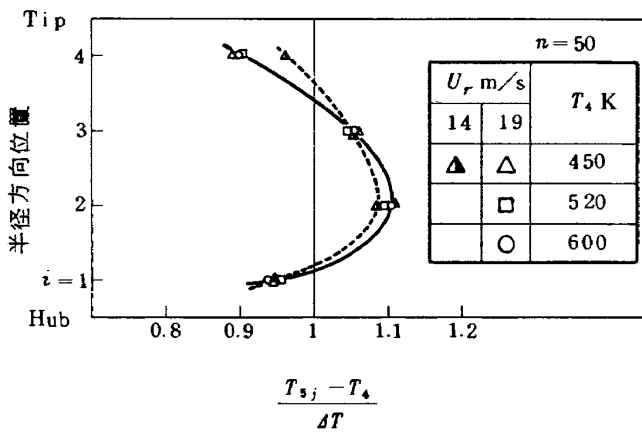


図 17 KA01 基本形における出口温度分布

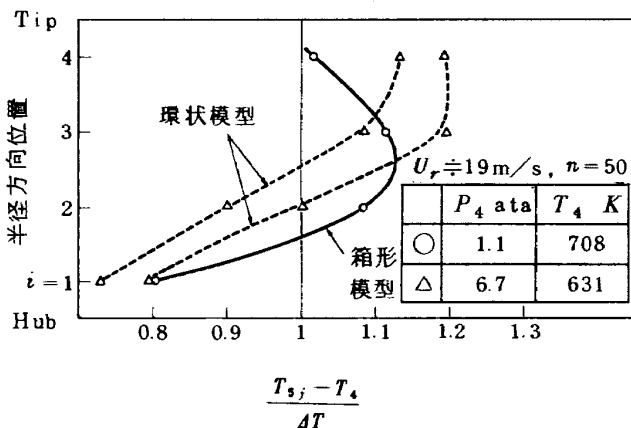


図 18 箱形模型と環状模型の燃焼器出口温度分布の比較 (呼称# 12 ライナ)

布はタービン翼端側の温度が高くなりエンジンの要求分布に近づくと考えられる。

(3) 出口温度不均一率

燃焼器出口において、温度測定点の中で局所的に最高温度を示す代表点をとってその温度を無次元化した値、いわゆる温度不均一率 δ_t の値を図 19 に示す。

入口温度 320~600 K の範囲では、FJR710 エンジンの要求値 $\delta_t = 0.2$ 付近の値を示し、良好な結果を得ている。

(4) 圧力損失特性

箱形燃焼器模型の常圧試験では、全圧損失係数の計算に必要な燃焼器出口の全圧を測定していないため、大気圧を静圧とし、出口平均温度と入口空気流量から出口動圧を算出し、これらの和を出口全圧として求めた。このとき全圧損失係数の値を出口入口温度 T_5/T_4 に対して示したのが図 20 である。

入口出口温度比の上昇に伴って、全圧損失係数は増加し、入口空気温度が高いほどこの勾配は大きく、全圧損失係数の値自体も大きくなる傾向を示す。FJR710/20 エンジンの設計点では、入口出口温度比 $T_5/T_4 = 2.03$ に対し $\phi = 42.4 \sim 48.5$ の範囲になっており、この結果では、 $\phi = 41.6$ 程度で低目の値になっている。

6.3.2 燃焼器出口の排出特性

(1) 採取ガス濃度

燃焼器出口の排出ガス中の各成分濃度を測定するために使用したガス採取プローブは、空冷の 4 点集合式のもので、その採取位置は、図 6 に示すように、燃焼器出口の巾中心の 4 箇所である。そのため、出口の半径方向に濃度分布がある場合、完全混合時の試料とみることはできない。そこで、採取ガスの各成分から求めた空燃比 (n_g)、燃料と空気の流量から求めた空燃比 (n) を用い

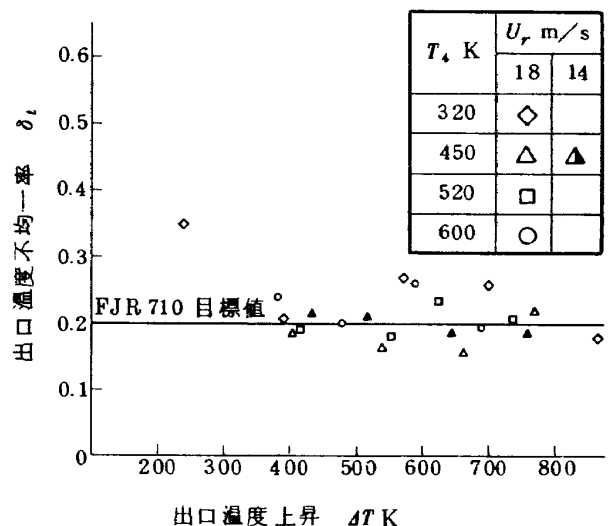


図 19 KA01 基本形における出口温度不均一率

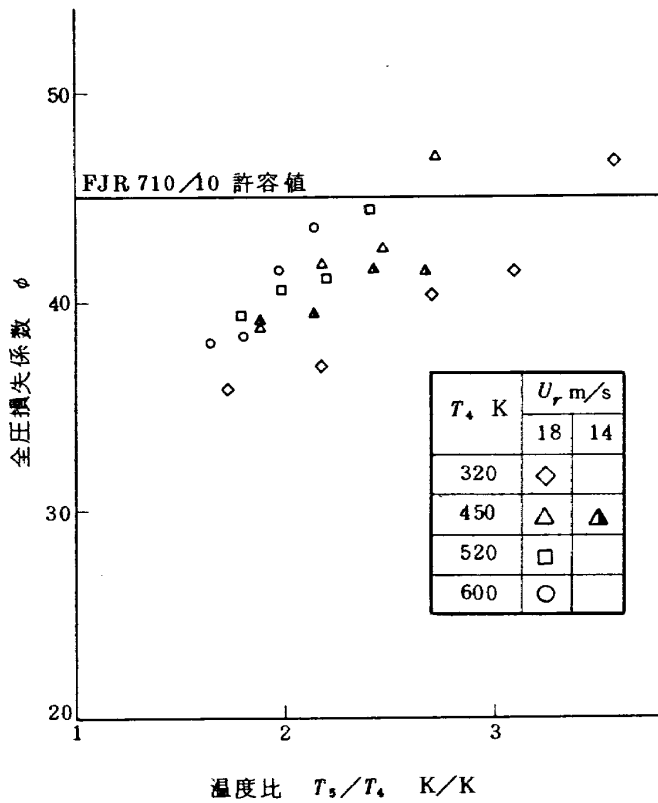


図 20 KA01 基本形における全圧損失特性

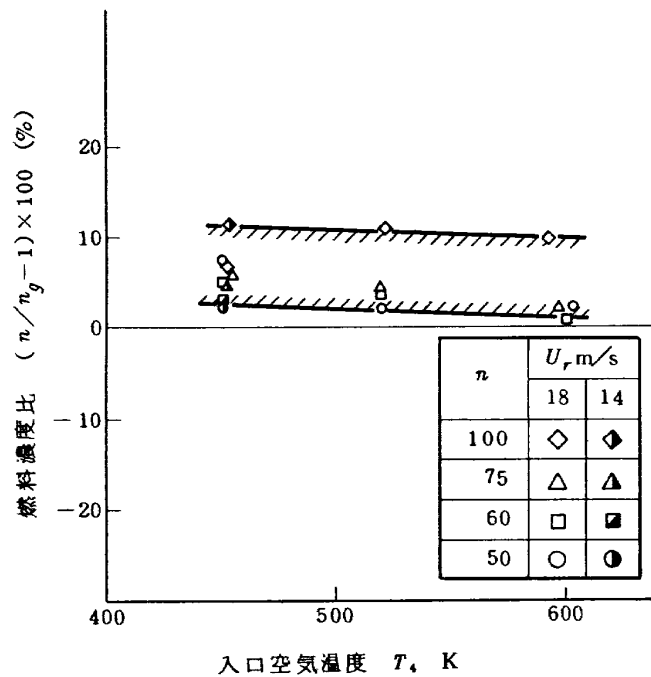


図 21 KA01 燃焼器出口の採取ガス濃度

て、燃焼器出口の採取ガス濃度比の値を図 12 に示す。

燃焼条件の全範囲にわたって、採取ガスの燃空比 (= 空燃比の逆数) は、燃料と空気の流量から算出した値に比べ、最大 11% 程高目になっている。空燃比が低くなるに従って、この値は、10% 以内になる。その結果、今回

のガス分析では、燃焼器入口条件に対する排気ガス特性の傾向を把握することにとどめる。

(2) 燃焼器出口の排出特性

燃焼器入口の空気温度 450, 520, 600 K における一酸化炭素 (CO), 未燃焼炭化水素 (THC) および窒素酸化物 (NO_x) の排出特性を、それぞれ、図 22, 図 23, 図 24 に示す。

これらの結果から全般的に言えることは、CO と THC の排出濃度は、燃空比の増加、すなわち、燃料流量の増加に伴って減少し、NO_x の排出濃度は増加する傾向を示す。また、入口空気温度を上昇させると燃焼速度が大きくなるため、CO と THC の排出濃度は減少するが、逆に、NO_x の排出濃度は増加する傾向を示す。

次に、FJR710/20 エンジンのアイドル条件の入口空気温度に相当する $T_4 = 450 K$ において、最大断面平均風速 U_r を 18 m/s から 14 m/s に下げた場合、図 22 に示すように、THC の排出濃度は、この燃空比の範囲で約 1.8 ~ 4.3 倍増加する。この増加する割合は、燃料流量が増える程大きいことがわかる。CO と NO_x の排出濃度については、はっきりした傾向の違いが現われなかった。

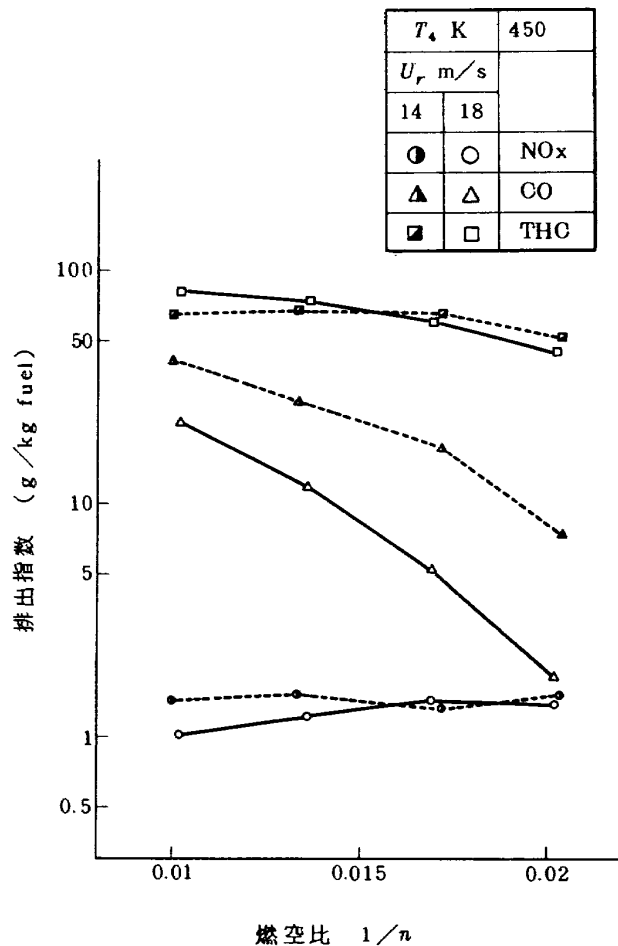


図 22 入口温度 450 K のときの排出特性

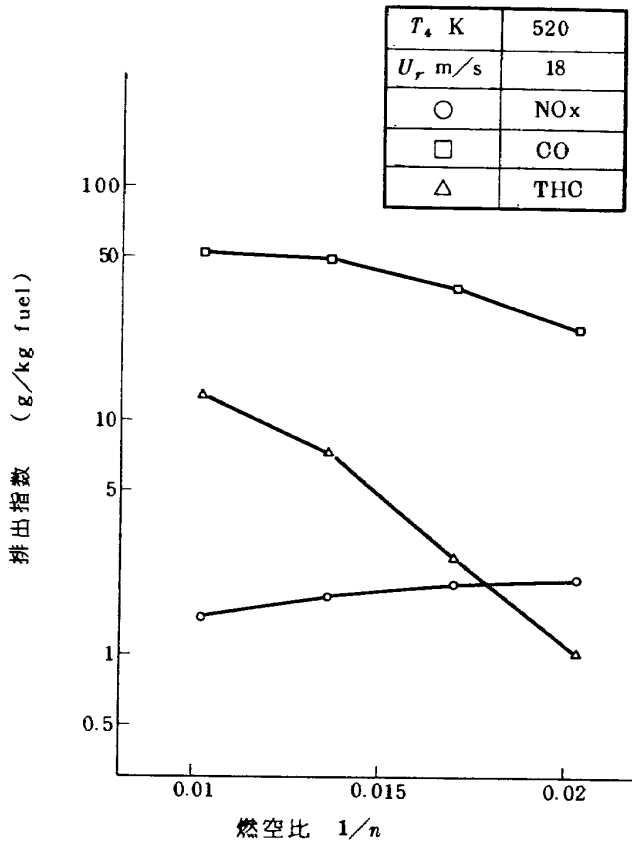


図 23 入口温度 520 K のときの排出特性

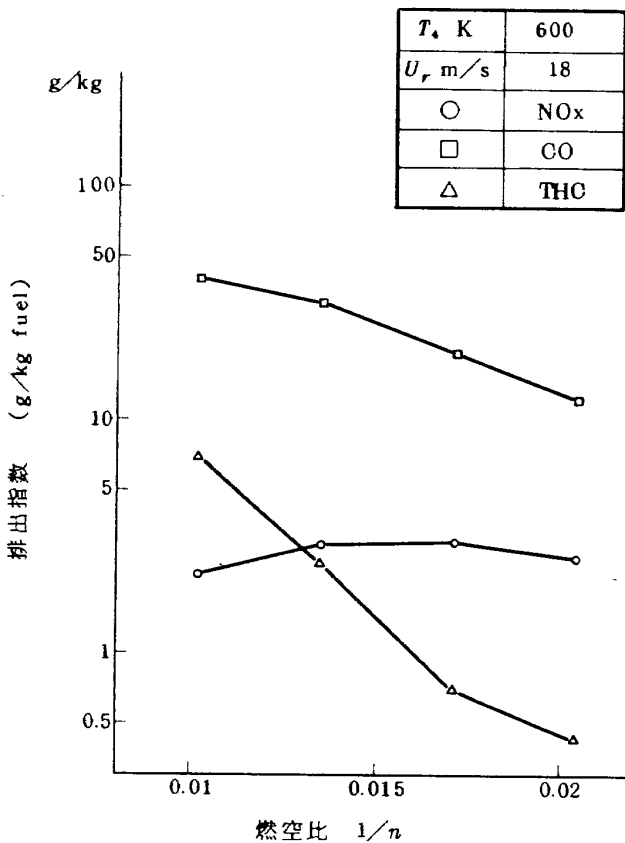


図 24 入口温度 600 K のときの排出特性

NOx の排出濃度に及ぼす入口空気温度の影響を示したものが図 25 である。同一の燃空比，風速の場合，NOx の排出指数は，入口空気温度の増加に伴ない指数関数的に増加する傾向を示し， $NOx \text{ E. I.} \propto \text{Exp}(T_4)$ の関係を有している。今回の常圧データに FJ R710/20 エンジンの作動線上に沿った入口空気圧力 P_4 の 0.5 乗⁴⁾ をかけて換算した値は，図 25 の斜線部になる。この値は，現用エンジンに関する Lipfert⁵⁾ の統計データの値に比べ低くなっている。ただし，Lipfert のデータは，すべて，湿度の条件を標準状態（気温 15°C，相対湿度 60%）に換算したもので，今回の常圧データについては，この補正を行っていない。

同様に，CO と THC の排出濃度についても，Lipfert⁶⁾ が現用エンジン燃焼器について統計的に整理したデータと比較すると図 26 のようになる。同一の燃焼不完全率において，CO の排出濃度は Lipfert のデータに比べ高く，THC の排出濃度は低くなっている。ただし，今回のデータは，大気圧下のものであり，入口空気圧力が上昇すれば，THC，CO の排出濃度は減少する。その結果，CO については Lipfert の統計データに近づくと考えられる。

次に，燃焼器出口における採取ガス中の NOx 濃度に対する NO 濃度の割合を，パラメータ $\phi_g \cdot \text{Exp}(\frac{T_4}{288})$ ⁷⁾ で整理すると図 27 のようになる。風速 $U_r = 18\text{m/s}$ では，このパラメータの上昇に伴って NO/NOx モル比は，1 つの曲線上に沿って，0.2 から 0.85 まで単調に増加する。風速 $U_r = 14\text{m/s}$ になると，NO/NOx モル比の値は，風速 18m/s に比べ小さくなる。この結果，NOx 中の

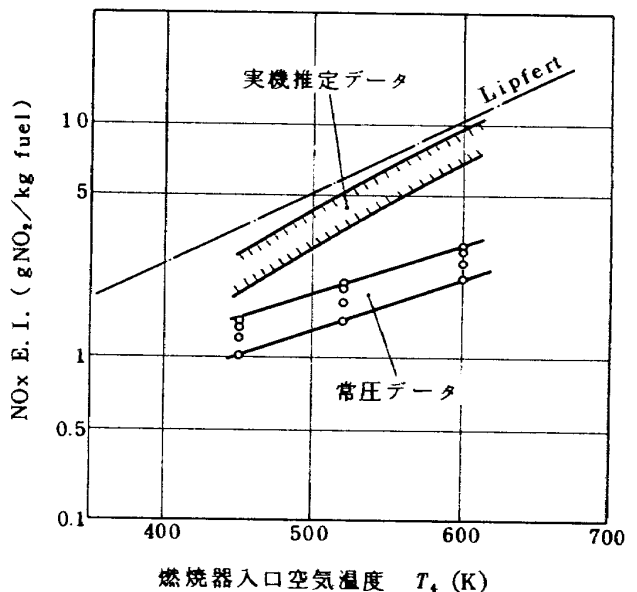


図 25 入口空気温度に対する NOx の排出傾向

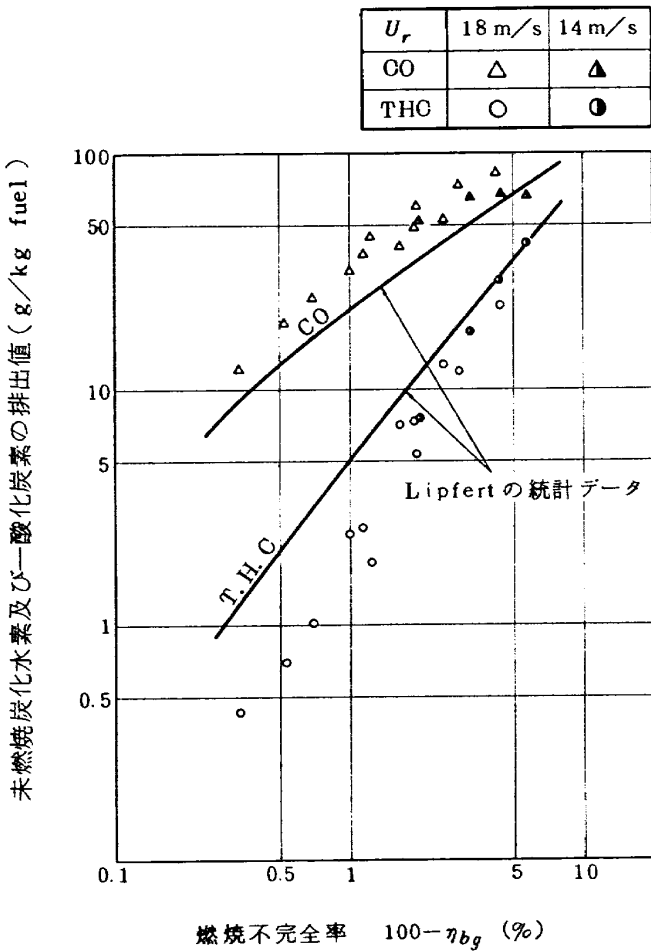


図 26 CO 及び T.H.C. の排出と燃焼不完全率との関係

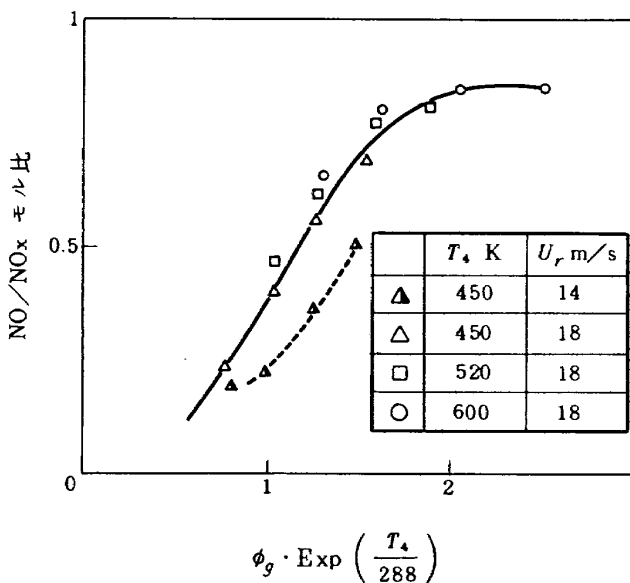


図 27 排気ガス中の NO/NO_x モール比の変化

NO 濃度の割合は、燃料流量、入口空気温度、風速に比例して増加することがわかる。

6.4 燃焼器ケーシングの壁圧分布と空気流入配分の見積り

通風時の燃焼器ケーシングに沿う軸方向壁静圧分布、内側および外側空気通路の全圧、分流板入口の全圧と静圧を測定した結果を示す。

ケーシング壁静圧の測定位置は、図 2 に示すように、内側および外側ケーシングともに軸方向 9 カ所で、全圧測定位置は、No. 8 付近の空気通路巾の中心で、内側及び外側通路の 2 カ所を選んだ。

鈍頭分流板の取入孔から流入空気流量を見積るために、燃料ノズルを 1 本改造して、図 28 に示す状況で分流板入口全圧と静圧を測定した。

(1) 壁静圧分布⁸⁾

燃焼器ケーシングの壁に沿う静圧の変化を、通風時の最大断面平均風速 $U_r = 10 \sim 22 \text{ m/s}$ に対して示したのが図 29 である。ケーシングのディフューザ部は No. 1~7 の位置に相当し、分流板は No. 5~No. 6 に位置する。

分流板の空気取入孔の位置までは、空気流路面積の増加により、単調な静圧上昇がみられる。その下流の分流板とケーシングとの間の通路 (No. 6~No. 8 の間) では、ほぼ一定の流路面積にあるため静圧の変化はない。

分流板下流では、外側流路と内側流路の壁静圧に差を生じ、内側の方が高い値を示している。又、この差は下流に向うに従って大きくなる。内側及び外側ライナの空気孔が対向かつ同一寸法であることを考えると、内側ライナから流入する空気量は外側ライナに比べ多いこと

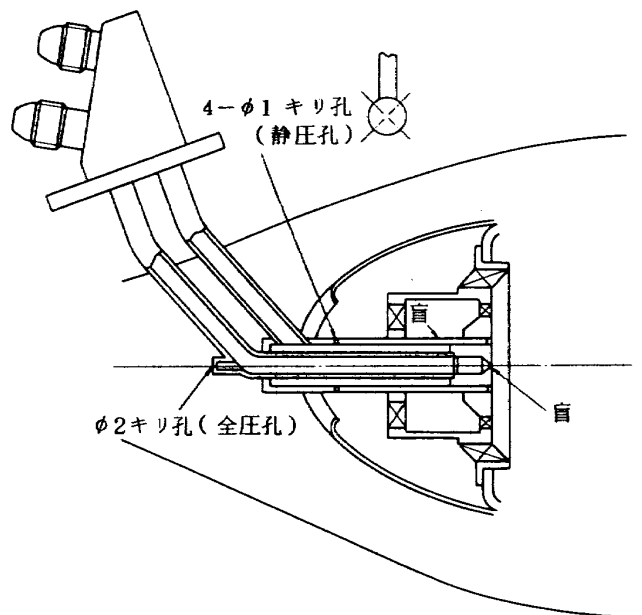


図 28 鈍頭形分流板入口の全圧・静圧測定

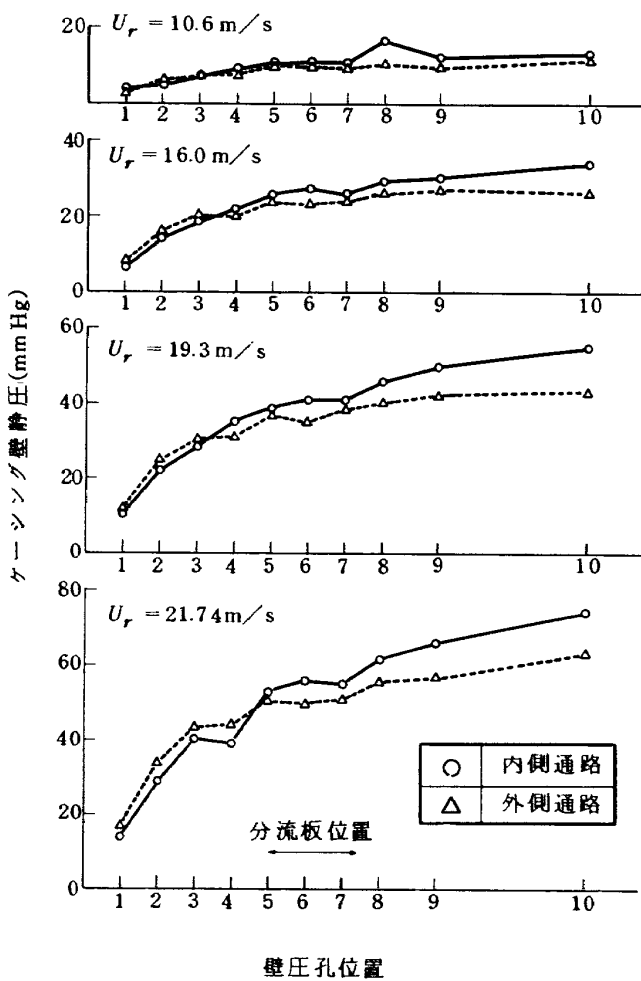


図 29 燃焼器ケーシングの壁圧分布

がわかる。

(2) 空気流入配分の見積り

燃焼器ライナへの空気流入配分を見積るために、分流板入口、外側空気通路、内側空気通路の静圧と動圧の変化を空気流量測定オリフィスの差圧に対して図30に示す。この変化は、オリフィス差圧の上昇に伴って直線的に増加する。

図30の関数と各通路の断面積により、通過空気量を算出し、分流板、外側ライナ、内側ライナへの空気流入割合を求めると図31になる。各流入割合は、最大断面平均風速 U_r の変化に関係なく、ほぼ一定の値を示している。分流板の空気取入孔からの流入割合は 21% となり、これはライナ全開口面積に対する取入孔の開口面積率 20.3% とほぼ同じ値である。内側ライナからの空気流入割合は 48.1% で、この値は、外側ライナの 28.7% に比べ約 1.7 倍となり、内側ライナからの流入空気量が多いことがわかる。

この空気流入配分の見積りにおける誤差を調べるために、動圧、静圧から算出した各通過空気流量の総和とオ

| 動圧 | 静圧(壁) | 測定位置 |
|----|-------|---------------|
| △ | ▲ | (外ライナの肩部)外側通路 |
| ○ | ● | (内 ")内側通路 |
| ◇ | ◆ | 分流板入口 |

注) 外、内ケーシング 8 の位置の静圧を用いた。

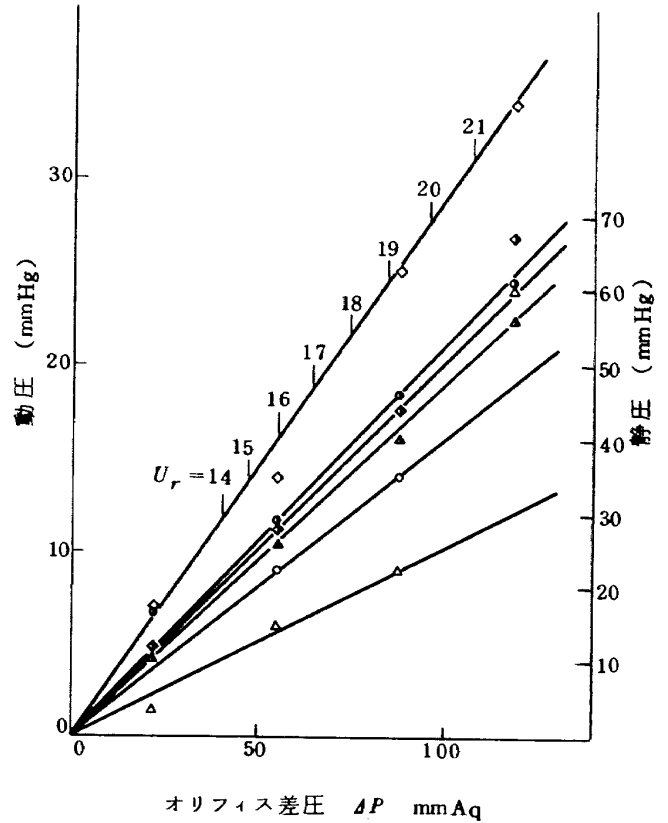


図 30 ケーシングとライナ間空気流路での動圧・静圧の変化

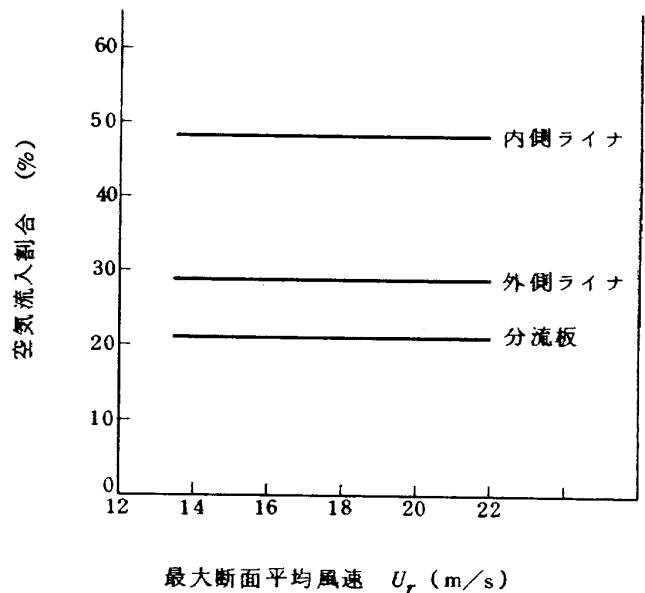


図 31 KA型ライナの空気流入割合

リフィス流量計から求めた空気流量との差を図32に示す。風速 U_r が上昇すると、この差は小さくなる傾向を示し、これは、ピトー動圧による測定精度があがるためである。誤差としては、最大3.2%であり、今回行った空気流入割分の見積りの妥当性を示している。

次に、ライナの空気孔、フィルム冷却孔、冷却空気孔における各々の流量係数、入口静圧、前後差圧を等しいとし、各々の開口面積率で空気流入量を算出し、軸方向に対するライナ内への空気流入量の変化を求めた。そして、空燃比50~100の範囲で燃料と空気が瞬時に完全混合するものとして見積った軸方向の当量比変化を図33に示す。遮熱板から第2列空気孔までの一次燃焼領域 ($X/L_{cc} = 0 \sim 0.192$) の出口では、完全混合時には最大当量比 $\phi_p = 0.94$ になり、第4列空気孔下流の二次燃焼領域出口 ($X/L_{cc} = 0.585$) での当量比は燃焼器出口のそれに近い値になる。実際の燃焼では、瞬時に完全混合しないため、空間的な局所当量比は巾広い値を有するだろう。ただ、従来の圧力噴霧型燃焼器の設計時における空気配分に比較すれば、ライナ上流側の空気流入配分量は大きくなっており、その結果燃焼領域における燃料の希薄化を行っていることは間違いない。

6.5 流れ模様

KA型燃焼器では、気流微粒化方式を採用しているため、ライナの流れ模様が燃焼器全体の燃焼性能に大きく

影響する。そこで、火炎の安定化に必要な一次燃焼領域内の再循環流れ、空気孔からの噴流の流れの状況を把握する必要がある。ここでは、木綿糸のストリーマを用い

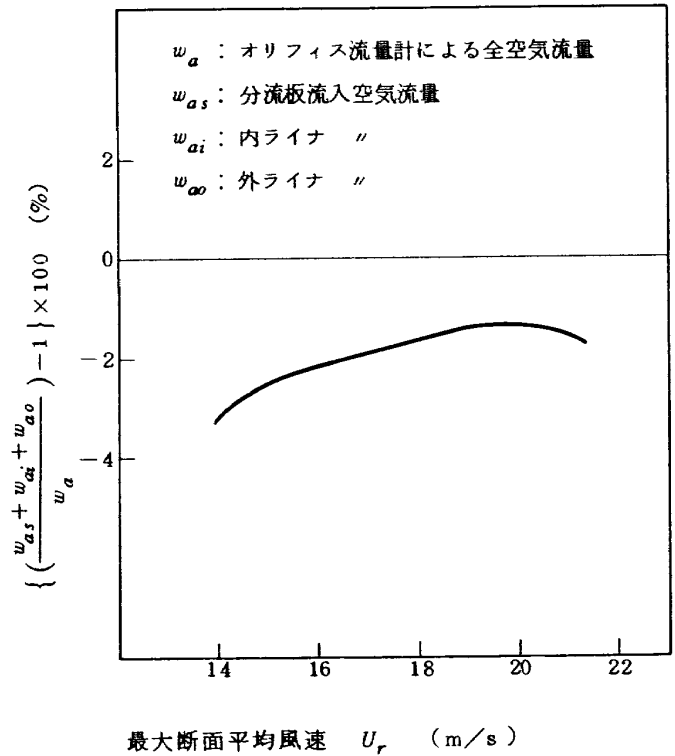


図 32 空気流入配分見積りにおける誤差

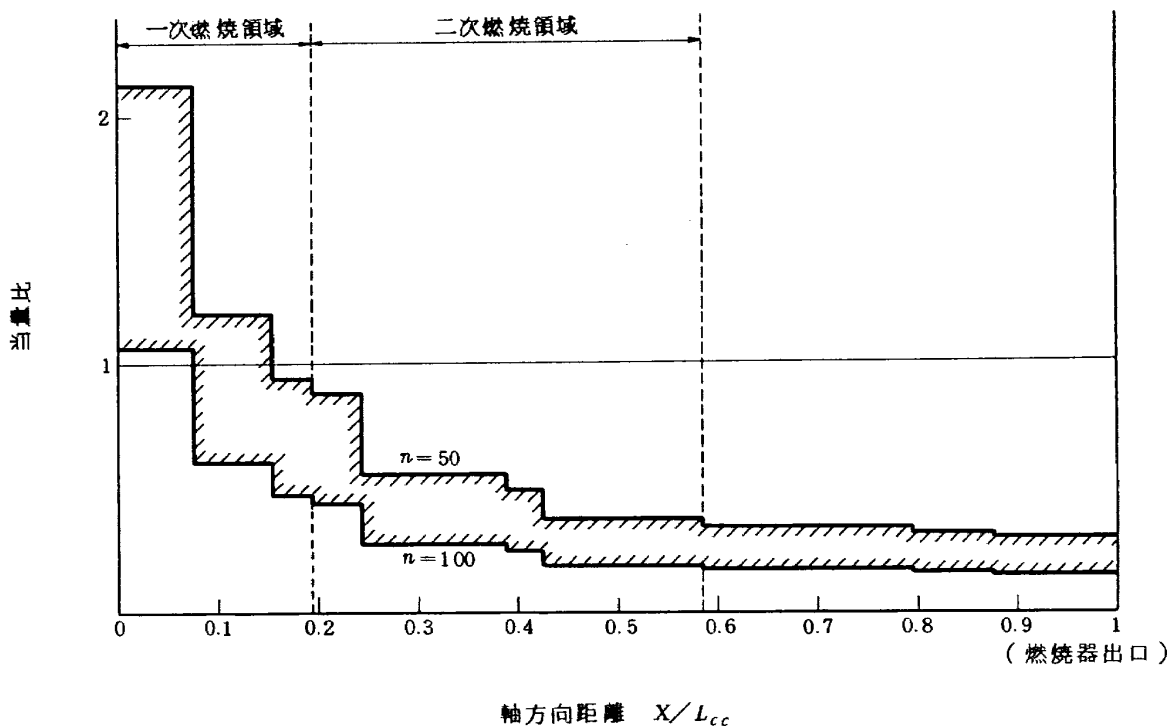


図 33 KA型ライナ内の軸方向当量比変化

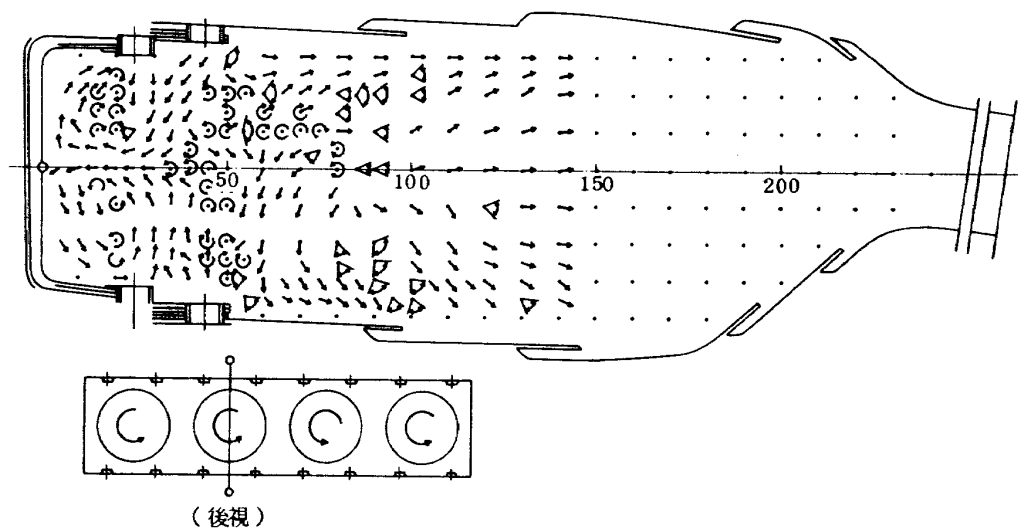
て非燃焼時の流れの方向を二次元的に測定した。測定断面は、図 6 の(a)に示した C, D, I, J に相当する 4 つの断面を選んだ。その流れ模様の測定結果を図 34(a)~(d)に示す。

スワローの中心断面 (図 34-(a)) では、第 1 列及び第 2 列空気孔からの噴流の貫通はともに強い、遮熱板から第 1 列空気孔までの間にスワローによって形成される再循環渦 (通称トロイダルボルテックス) が存在する。第 2 列空気孔の下流には、強い乱れの領域が存在し、燃料と空気の混合を促進するものと考えられる。遮熱板から 90 mm の位置に、第 3 列空気孔からの噴流の衝突が見ら

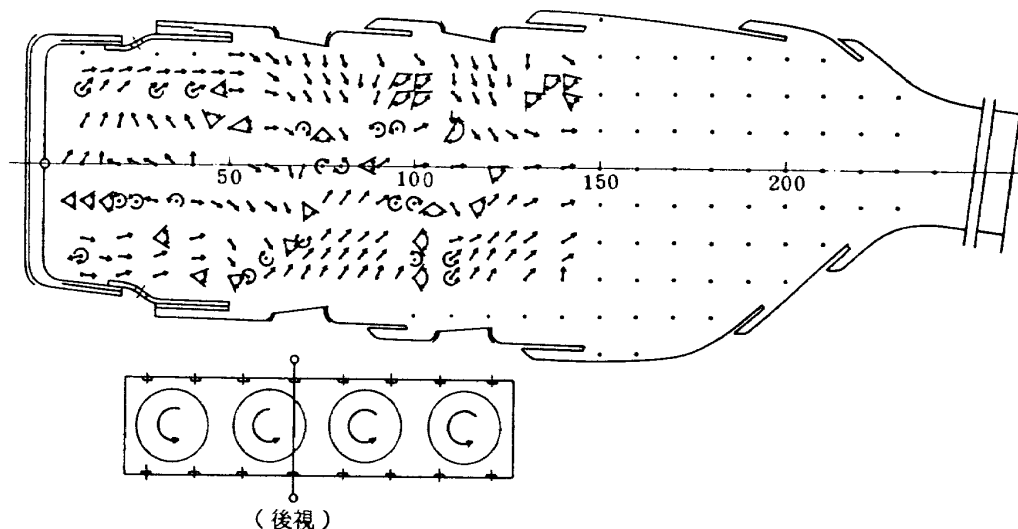
れ、この下流では、ライナ壁に向かって流れは拡がっている。

スワローの中間断面 (図 34-(c)) では、スワローからの噴流が遮熱板から 15 mm の位置で合流している。合流後、一旦、流れは壁に向かって拡がる、第 2 列空気孔からの噴流によってライナ巾の中心に寄せられる。遮熱板から 90 mm の位置では、第 3 列空気孔からの噴流の衝突があり、その下流で流れは少し拡がる。

第 3 列及び第 4 列の空気孔中心を結んだ断面 (図 34 の (b) と (d)) では、空気孔からの噴流の流れが上下対称になっている。第 4 列空気孔の噴流に比べ、第 3 列空気孔か



(a) スワロー中心断面



(b) 主空気孔列断面

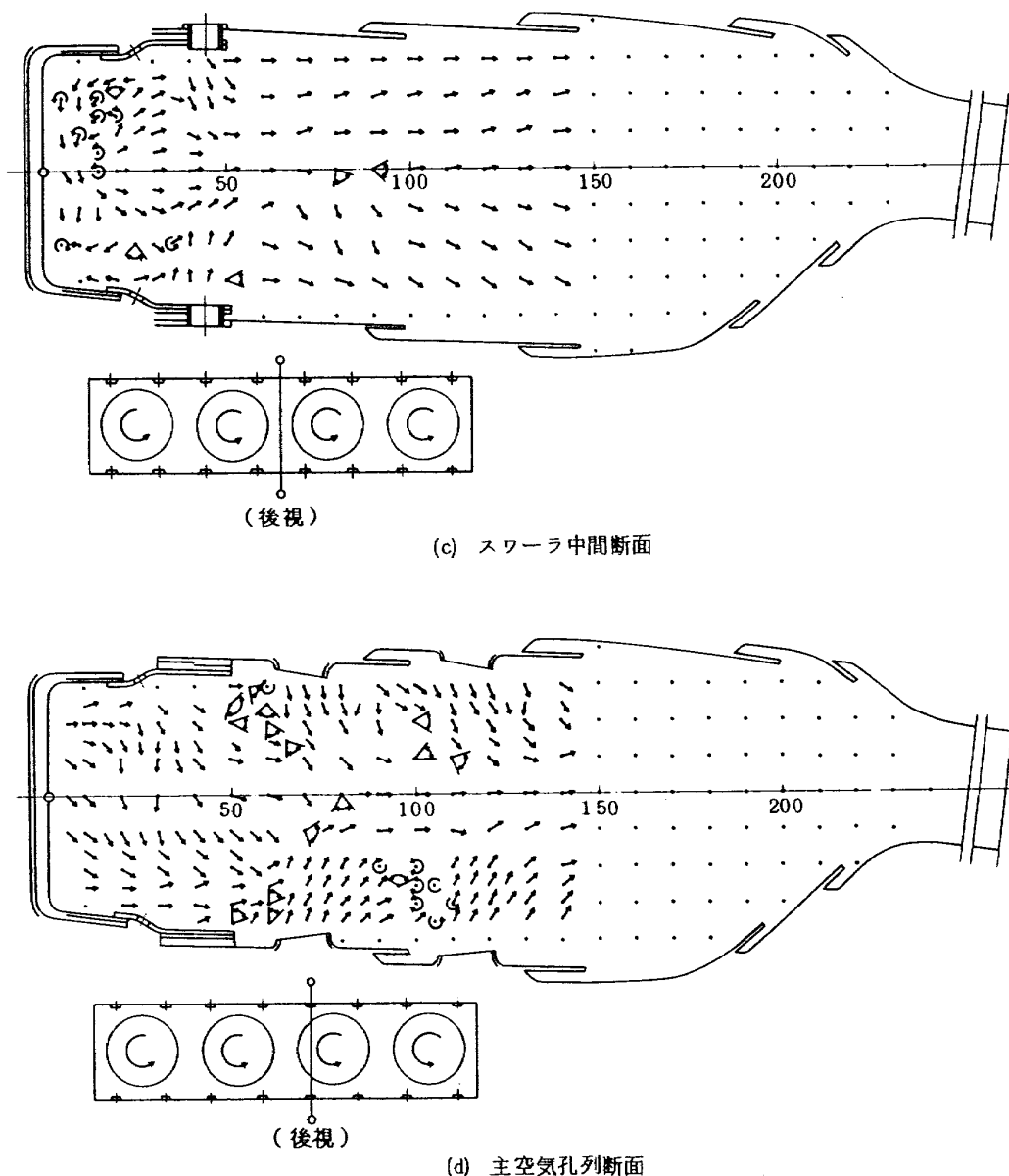


図 34 KA 型ライナ内の流れ模様

らの噴流の貫通が強く、中心で噴流の衝突が見られる。再循環流領域において、ライナ後部から見てスワローラの右側に相当する断面(図34の(c))では上向きの流れ、左側に相当する断面(図34の(d))では下向きの流れになっている。これらは、スワローラからの旋回流れの方向に対応している。

以上の流れ模様の観察より次のことが判った。

- (1) 一次燃焼領域では、火炎安定化に有効な再循環流れが明確に形成されている。
- (2) 一次燃料領域の長さは、遠熱板から第2列空気孔までの距離で、約50mmである。
- (3) 燃料過濃になり易いスワローラの間領域では、第2列および第3列空気孔からの空気噴流により充分

な空気附加が行われている。

6.6 KA 型燃料霧化器の流動特性

KA 型燃料霧化器をFJR エンジン燃焼器に応用する場合、燃焼器入口の空気は高温になるため、霧化器内に噴射された燃料が分流板内に逆流して発火する恐れがある。それ故、何らかの方法で、これらの発生を防止し、この種の燃料霧化器の安全性を確認する必要がある。

そこで、図35に示すKA 型燃料霧化器の単体モデルを試作し、霧化室内の流動状態を観察し、分流板内に燃料が逆流する限界を調べた。同時に、霧化器出口からの燃料の微粒化および分散の状況も観察した。

燃料霧化器内の流動特性試験は、常圧、常温下で行い、燃料の代わりに水を用いるため、空気及び水の流量の設定

には、いくつかの相似条件を選んで、実機エンジンの作動状態に合わせる必要がある。空気側については、実機の作動線に沿って分流板入口における風速、 R_e 数、運動量を等しくした条件で、各々の空気流量を決定した。この場合、分流板への空気流入割合は、全空気流量の21%とした。燃料側については、霧化室内の燃料の貫通度を重視して、空気と水との運動量比を実機条件のそれと等しくした条件で水流量を決定した。以上述べた相似条件による単体試験の水および空気の流量算出式を表5にまとめて示す。

はじめに、目視観察による霧化室内の流動の変化は図36に示される。

多孔ノズルから放射状に噴射される水の流量が少なく、その運動量が小さいと、(a)に示すように、噴孔付近で旋

回気流により微粒化され、一次スワラ出口より周方向に一樣な分散が行われる。水流量が増えて、その運動量が大きくなると、(b)に示すように、噴孔からジェットコラムの形で霧化室内の内壁まで到達し、全量の一部は、霧化室内で、気流および衝突により微粒化され、残りは、霧化室内の内壁にフィルムを形成し、一次スワラの出口で、気流により微粒化される。このときも周方向に一樣な分散状態にある。さらに水流量をあげると、(c)に示すように、霧化室内の内壁に沿って周上にフィルムが形成され、この軸方向長さ(l_f)は、流量増加とともに上流側にのびていき、最後には、霧化室入口の一次スワラまで達することになる。

次に、霧化室内の内壁に形成されるフィルムの長さについて、空気流量および水流量を変えて調べた結果を図37

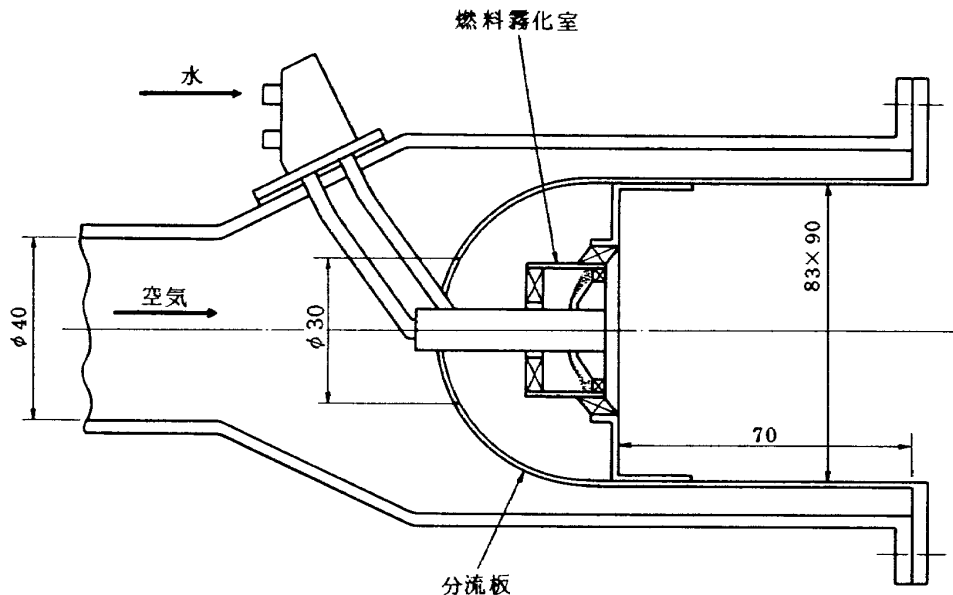


図35 燃料霧化器の単体模型

表5 単体試験の流量設定

| | 空 気 側 | 燃 料 側 |
|-----------|--|--|
| 風速一致 | $w_{aM} = \frac{\gamma_{aM}}{\gamma_{aE}} \cdot w_{aE}$ | $w_{fM} = \sqrt{\frac{\gamma_{aM}}{\gamma_{aE}} \cdot \frac{\gamma_{fM}}{\gamma_{fE}}} \cdot w_{fE}$ |
| R_e 数一致 | $w_{aM} = \frac{\mu_{aM}}{\mu_{aE}} \cdot w_{aE}$ | $w_{fM} = \frac{\mu_{aM}}{\mu_{aE}} \sqrt{\frac{\gamma_{aE}}{\gamma_{aM}} \cdot \frac{\gamma_{fM}}{\gamma_{fE}}} \cdot w_{fE}$ |
| 運動量一致 | $w_{aM} = \sqrt{\frac{\gamma_{aM}}{\gamma_{aE}}} \cdot w_{aE}$ | $w_{fE} = \sqrt{\frac{\gamma_{fM}}{\gamma_{fE}}} \cdot w_{fE}$ |
| 備 考 | 燃料霧化器の寸法・形状は実機と同一と考えた。 | 燃料流量は実機と単体模型における空気-燃料の運動量比を等しくして算出した。 |

μ : 各流体の静止粘性係数とする。

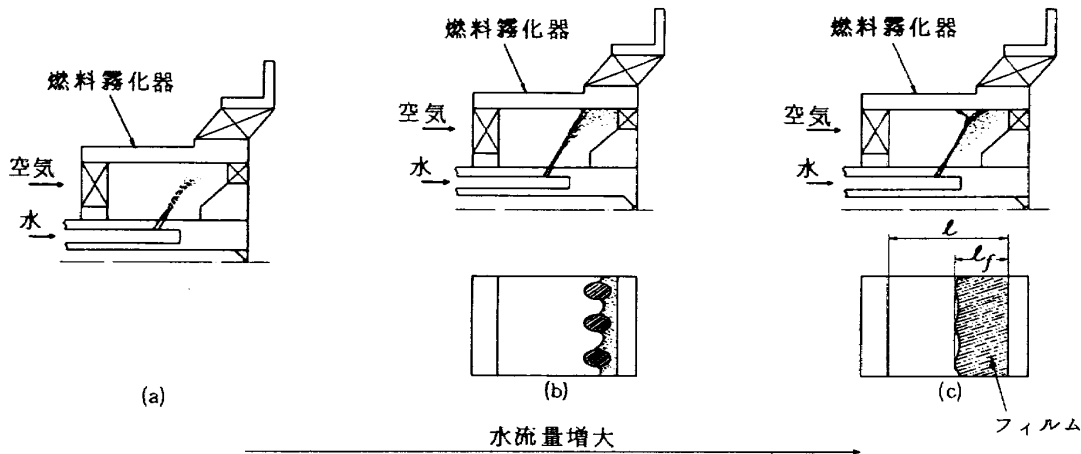


図 36 燃料霧化室内の流動状態

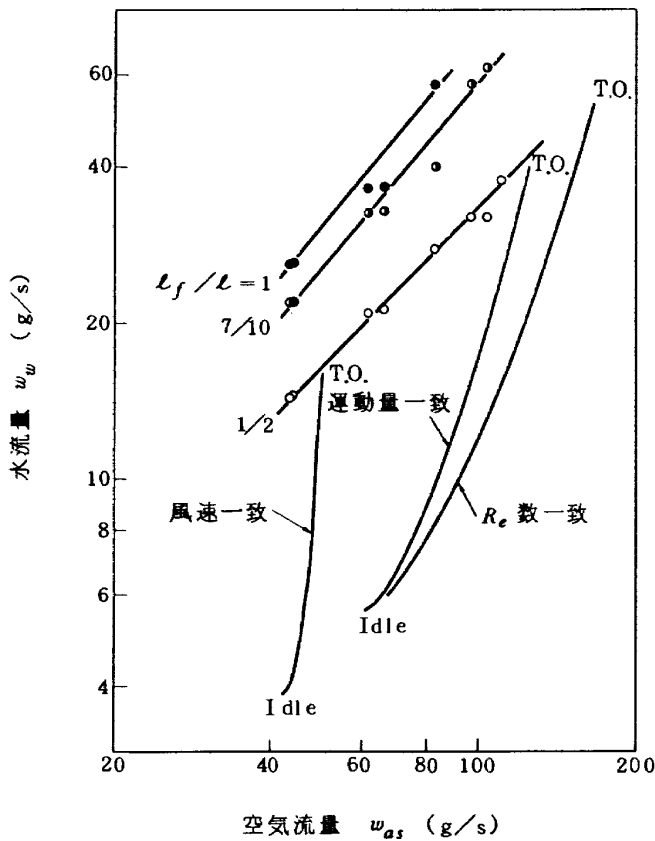


図 37 燃料霧化器の流動特性

に示す。図中には、フィルム長さ (l_f) を霧化室の軸方向長さ (l) で無次元化した値として、 $l_f/l = \frac{1}{2}, \frac{1}{7}, 1$ になるときの空気および水の流量条件をプロットした。また、表5の各式より、FJR エンジンの実機条件⁹⁾に相似させたときの流量曲線を示した。どの相似条件をとっても、フィルムの長さは霧化室長さの半分以内におさまっている。一例として、この単体模型と実機との相似パラメータに運動量を選び、実機作動線に沿ったときの霧化室内に形成されるフィルム長さの変化を図38に示す。

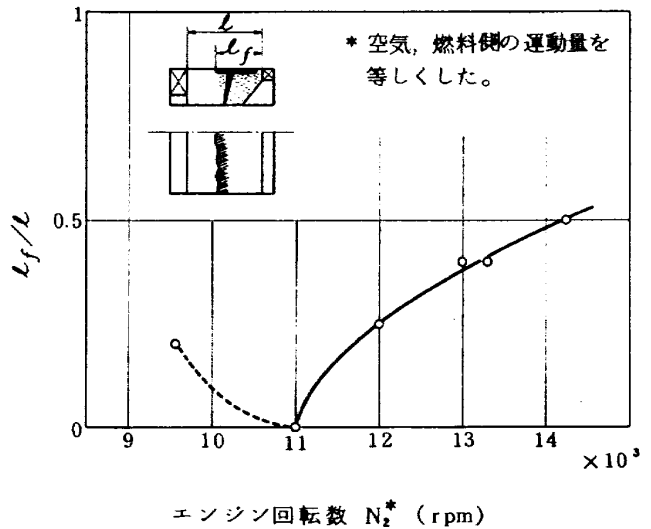


図 38 実機作動条件における流動特性 (推定)

Idle 付近 ($N_2^* = 9500$ rpm) では、フィルムの長さ $l_f/l = 0.2$ であり、Take off 条件 ($N_2^* = 14300$ rpm) でも 0.5 を超えることはないと考えられる。

以上のことから、実機の作動範囲において、燃料霧化器から分流板内への燃料の逆流は発生しないこと、また、燃料の良好な霧化ならびにライナへの円錐状に一樣な燃料分散状態が得られることが推定できる。

7. まとめ

FJR 710 エンジンの排煙低減を主目的として、著者らが考案した燃料霧化器を箱形模型の従来型ライナ (呼称 CC20 S) に装着し、性能面で最適化を図るためのライナの改良試験を繰返し、呼称 KA01 ライナの基本形を選定した。これらの一連の大気圧試験の結果、次の事柄が判明した。

- (1) 大気圧燃焼試験において、入口空気温度 320～

- 720 K, 空燃比 50~100 の範囲で燃料霧化器を使用した。逆火又は自己着火の発生もなく、航空エンジン用として充分適用できることがわかった。又、燃料霧化器の一次スワローは、保炎用の二次スワローに対し同旋回方向のものが保炎性能上優れていた。
- (2) 燃料霧化器に適するライナ空気孔配置は、従来型ライナに比べ上流側に位置することがわかり、最終列空気孔の軸方向位置は、ライナ全長の $\frac{1}{5}$ 以内におさまった。又、空気孔の全開口面積も従来形に比べ約25%減少した。
- (3) KA01 ライナの基本形における燃焼性能
- (i) 入口空気温度 450~600 K, 空燃比 50~100, 最大断面平均風速 14, 19 m/s の条件において、燃焼効率 100% 付近の値を得た。
- (ii) 半径方向出口温度分布については、環状燃焼器を二次元化した箱形模型を用いているため、FJR710 エンジンの所要分布を満足させることは困難である。ただし、入口の作動条件に対する分布形の変化の傾向を把握することはできた。
- (iii) 出口温度不均一率は、出口温度上昇 400~700 K の範囲で、FJR710 エンジンの要求値に相当する 0.2 付近の値であった。
- (iv) 圧力損失係数は、入口出口温度比の上昇とともに増加し、FJR710 エンジンの設計点における温度比 2.03 において $\phi = 41.6$ 程度になり、許容範囲内にあることがわかった。
- (4) KA01 ライナの基本形における排出特性
- (i) 入口空気温度 450~600 K の範囲における全般的な傾向として、燃空比の増加に伴って、CO と THC の排出濃度は減少し、NO_x の排出濃度は増加する。又、入口温度の上昇は、CO と THC の排出濃度を減少させ、NO_x の排出濃度を増加させる。
- (ii) THC の排出濃度は、平均風速が下がると燃空比の大きい条件で増加する。これは、燃料霧化室による気流微粒化特性が悪くなるためと考えられる。
- (iii) 同一空燃比及び風速において、NO_x の排出濃度は入口温度の上昇とともに指数関数的に増加することがわかった。
- (iv) 燃焼不完全率に対する CO と THC の排出傾向について、今回の要素データと現用エンジンに対する Lipfert の統計データを比較すると、KA 型では、THC の濃度が低く、CO の濃度が高くなっている。このことから、今後、低排出型燃焼器として発展させていく場合、CO と NO_x の両方の低減に対する適切な対策が必要となる。
- (v) 燃焼器出口の排気ガス中の NO/NO_x モル比の変化については、パラメータ $\phi_p \cdot E_{exp}(T_4/288)$ で整理でき、燃空比、入口温度、風速が上がると、NO/NO_x モル比は増加し、0.85 程度に漸近することがわかった。
- (5) 非燃焼時の箱形ケーシングの壁圧分布測定の結果、空気孔に相当する位置では、外側より内側の壁静圧が高かった。このことより、KA 型では内側ライナからの流入空気流量が大きいことが推定される。
- (6) 燃焼器ライナの空気配分測定の結果、非燃焼時には分流板空気取入孔から 21.5%、内側ライナから 49.2%、外側ライナから 29.3% の割合が流入していることがわかった。これより、ライナ内の一次燃焼領域では、空燃比 50 のとき平均当量比として $\phi_p = 0.94$ になっていることが推定できた。
- (7) 非燃焼時の流れ模様を調べた結果、保炎に必要な再循環流れの存在する一次燃焼領域の終端は第 2 列空気孔の軸方向位置に相当し、その長さはライナ全長の $\frac{1}{5}$ 程度であった。又、燃料過濃になり易いスワローの中間領域では、第 2 列及び第 3 列空気孔からの空気噴流が充分貫通していることがわかった。
- (8) 常圧、常温の条件下で燃料の代わりに水を用いた燃料霧化器単体の流動試験を行った結果、実機条件と相似させた範囲では、燃料の良好な霧化特性と円錐状に一樣な燃料分散状態が観察された。又、実機の最大出力時において、霧化室から分流板内への燃料流入は生じないことが推定できた。
- 以上の結果、本試験により、FJR710 エンジン用燃焼器への燃料霧化器の適用化が実現でき、かつ、燃焼性能面からこの霧化器との最適化を図った KA01 ライナの基本形を決定した。

参考文献及び資料

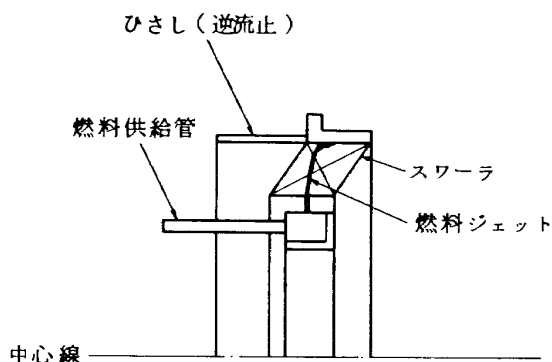
- 1) 鈴木邦男・石井浅五郎：航空用ガスタービンの高圧燃焼器の予備実験，航技研資料TM-228，(1972-7)
- 2) 鈴木邦男・石井浅五郎：FJR エンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験 (II)，航技研資料TM-269 (1975-1)
- 3) 江口邦久，石井浅五郎他：高圧燃焼器の研究 (VII) -呼称#12ライナの要素試験結果-，航技研資料TM-358(1978-7)
- 4) Roberts . R. et al : Low Pollution Combustor Design for CTOL Engine Results Experimental Clean Combustor Program , AIAA Paper No. 76-762
- 5) Aircraft Technology Assessment : Status of the Gas Turbine Program , U. S. EPA , December 1976
- 6) Lipfert , F.W. : Correlation of Gas Turbine Emissions Data , ASME Paper 72-GT-60
- 7) 鈴木邦男他：環境保全研究成果集 (昭和51年度) 3 ジェットエンジン排気ガス制御に関する研究 (環境庁編)
- 8) 大塚貞吉・福田 廣・相波哲明：高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)，航技研報告TR-126(1967-2)
- 9) 田頭 健他：FJR710/20 (5, 6号機) 燃焼器関係データ整理，報告書 (1978-1)

附録A KA型燃料霧化器の発展過程

著者らが考案した「燃料霧化器」について、その発展過程を簡単に述べる。

当研究所では、航空用ガスタービンの高圧燃焼器を対象に、従来の圧力噴霧方式で起る問題点を解決するための気流微粒化方式燃料供給による予備実験¹⁾が行われた。このとき、スワラと圧力噴射弁を組合せてパイロット炎をつくり、燃焼ガスの流れに燃料を供給したところ、燃焼効率の向上、ライナ壁の耐久性から見て、主燃料の微粒化の必要性が明らかとなった。また、微粒化した燃料を一次燃焼帯内の安定な循環流域に流入させれば、パイロット炎を必要としないことがわかった。

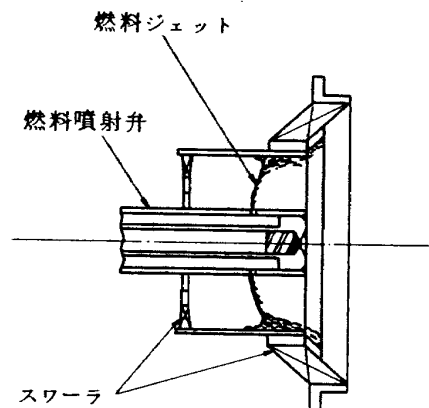
そこで、高速気流中で燃料噴流を微粒化し、燃料と空気を予混合させた状態で燃焼器に供給する方法を考えた。その結果、付図1に示すように、スワラの巡回羽根の



付図1

間に、放射状に燃料を噴射する方式を試みた。この場合、従来の圧力噴霧型燃焼器に使用されるスワラでは、羽根の間の空気流速が低く、燃料の良好な微粒化が行われないことが観察できた。また、逆火の発生があり巡回羽根を溶かしてしまった。

次に、付図2に示す試作燃料噴射についての実験報告²⁾が参考としてなされている。この燃料ノズルは、KA型



付図2

燃料ノズルの原形に相当するもので、プライマリノズルにうず巻噴射弁、メインノズルに多孔ノズルを用いている。メインノズルからの燃料噴流を、外側スワラの内径リングの内面に衝突させ、スワラの盲リングのふちから二重巡回流によって気流微粒化する。この実験では、スワラの通過空気流速を高めて、燃料の微粒化促進をはかったが、燃料流量の低いときの燃焼効率が大きく低下した。また、燃料ノズルが高温の燃焼ガス雰囲気さらされているため、ノズル自体の耐久性に問題があった。

上述の経過から判断して、スワラを利用した気流微粒化方式の必要条件は次のようになる。

- (1) 巡回流によって燃料の微粒化および空気との予混合を図る霧化室を設けること。
- (2) この霧化室の出口側にスワラを取付け、その通過空気流速を高めることにより空気との混合の促進、保炎の強化および逆火の防止を図ること。
- (3) 燃料ノズルは、着火用のプライマリノズル、気流微粒化に供するメインノズルを有し、耐久性を向上させること。

これらの条件を満足する気流霧化器として、図1に示した「KA型燃料霧化器」が誕生したのである。

附録B

燃器模型の常圧試験装置で行ったKA型燃焼器に関する要素試験データを示す。

附表1, 2, 3に, 当研究所原動機1号館にある箱形燃

附表 1 箱形燃焼器の要案試験データ

| 試験番号 | P_4 ata | w_a kg/s | w_f kg/s | U_r m/s | T_4 K | T_5 K | ΔT K | δ_t | T_5/T_4 | ϕ | n | η_b % | 備 考 |
|----------|--------------|---------------|---------------|--------------|------------|------------|-----------------|------------|-----------|--------|------|---------------|---------------------------------|
| 75110501 | 1.152 | 0.574 | 0.0115 | 18.47 | 472 | 1203 | 731 | 0.117 | 2.549 | 38.55 | 49.9 | 100.4 | P 空気孔配置 I |
| 2 | 1.146 | 0.577 | 0.0096 | 18.91 | 478 | 1099 | 621 | 0.103 | 2.299 | 35.99 | 60.0 | 100.8 | " |
| 3 | 1.128 | 0.574 | 0.0058 | 18.99 | 475 | 823 | 348 | 0.145 | 1.731 | 31.98 | 99.3 | 89.4 | " |
| 4 | 1.220 | 0.894 | 0.0120 | 19.23 | 334 | 831 | 497 | 0.136 | 2.488 | 38.32 | 74.6 | 94.6 | " |
| 5 | 1.243 | 0.894 | 0.0149 | 18.81 | 333 | 998 | 665 | 0.203 | 2.996 | 41.88 | 59.8 | 104.1 | P + M |
| 6 | 1.260 | 0.891 | 0.0179 | 18.44 | 332 | 1139 | 807 | 0.203 | 3.429 | 44.46 | 49.8 | 107.5 | P + M |
| 75111201 | 1.265 | 0.909 | 0.0179 | 17.83 | 316 | 1103 | 787 | 0.211 | 3.494 | 46.86 | 50.8 | 106.3 | P + M 空気孔配置 II |
| 2 | 1.244 | 0.903 | 0.0149 | 18.11 | 318 | 979 | 662 | 0.212 | 3.082 | 43.46 | 60.6 | 104.4 | " |
| 3 | 1.221 | 0.901 | 0.0119 | 18.52 | 320 | 797 | 477 | 0.277 | 2.493 | 40.88 | 75.4 | 91.4 | " |
| 4 | 1.263 | 0.898 | 0.0179 | 17.90 | 321 | 1086 | 766 | 0.197 | 3.388 | 48.42 | 50.0 | 101.8 | M |
| 5 | 1.239 | 0.897 | 0.0149 | 18.26 | 321 | 922 | 601 | 0.224 | 2.872 | 44.32 | 60.1 | 93.7 | " |
| 75111301 | 1.266 | 0.896 | 0.0180 | 18.02 | 324 | 1126 | 802 | 0.269 | 3.472 | 47.80 | 49.9 | 106.8 | M 空気孔配置 IV |
| 2 | 1.243 | 0.893 | 0.0149 | 18.40 | 326 | 953 | 627 | 0.245 | 2.923 | 44.79 | 59.9 | 97.7 | " |
| 3 | 1.269 | 0.893 | 0.0179 | 18.08 | 327 | 1133 | 806 | 0.231 | 3.464 | 49.17 | 49.9 | 107.4 | P + M |
| 75111301 | 1.259 | 0.896 | 0.0179 | 17.92 | 321 | 1099 | 779 | 0.254 | 3.428 | 46.77 | 50.0 | 103.5 | M 空気孔配置IVに内側ライナ希釈孔を 附加した。 |
| 2 | 1.242 | 0.897 | 0.0149 | 18.24 | 322 | 978 | 656 | 0.279 | 3.040 | 43.70 | 60.1 | 102.9 | " |
| 3 | 1.217 | 0.893 | 0.0119 | 18.60 | 323 | 826 | 504 | 0.264 | 2.560 | 39.13 | 74.8 | 95.9 | " |

附表 2 箱形燃焼器の要素試験データ

| 試験番号 | P_4 ata | w_a^a kg/s | w_f kg/s | U_f m/s | T_4 K | T_5 K | ΔT K | δ_t | T_5/T_4 | ϕ | n | η_b % | 備考 |
|----------|--------------|-----------------|---------------|--------------|------------|------------|-----------------|------------|-----------|--------|-------|---------------|---------------|
| 76061101 | 1.164 | 0.878 | 0.0070 | 19.50 | 329 | 571 | 242 | 0.347 | 1.735 | 35.78 | 125.2 | 74.3 | M KA01ライナの基本形 |
| 2 | 1.178 | 0.871 | 0.0091 | 19.17 | 330 | 721 | 391 | 0.205 | 2.184 | 36.81 | 95.4 | 93.4 | " |
| 3 | 1.202 | 0.869 | 0.0120 | 18.91 | 333 | 906 | 573 | 0.268 | 2.718 | 40.25 | 72.7 | 107.1 | " |
| 4 | 1.215 | 0.867 | 0.0149 | 18.66 | 333 | 1003 | 700 | 0.257 | 3.101 | 41.38 | 58.2 | 107.2 | " |
| 5 | 1.238 | 0.860 | 0.0178 | 18.28 | 335 | 1200 | 865 | 0.177 | 3.580 | 46.62 | 48.2 | 112.5 | " |
| 76061701 | 1.228 | 0.878 | 0.0179 | 18.21 | 324 | 1104 | 780 | 0.384 | 3.405 | 38.62 | 49.0 | 101.8 | M 基本形の改 I |
| 2 | 1.222 | 0.875 | 0.0149 | 18.37 | 327 | 942 | 615 | 0.393 | 2.883 | 43.21 | 58.8 | 94.1 | " |
| 3 | 1.207 | 0.873 | 0.0119 | 18.61 | 328 | 821 | 494 | 0.470 | 2.506 | 41.46 | 73.1 | 92.0 | " |
| 4 | 1.190 | 0.872 | 0.0090 | 18.92 | 329 | 662 | 334 | 0.543 | 2.015 | 40.18 | 97.0 | 80.5 | " |
| 5 | 1.182 | 0.876 | 0.0069 | 19.16 | 329 | 574 | 245 | 0.443 | 1.745 | 39.49 | 126.6 | 76.2 | " |
| 6 | 1.120 | 0.575 | 0.0044 | 19.06 | 473 | 796 | 323 | 0.411 | 1.683 | 34.27 | 129.3 | 107.1 | " |
| 7 | 1.124 | 0.568 | 0.0058 | 18.80 | 474 | 908 | 434 | 0.334 | 1.915 | 35.32 | 98.5 | 111.5 | " |
| 8 | 1.131 | 0.568 | 0.0077 | 18.65 | 473 | 1019 | 546 | 0.282 | 2.154 | 37.28 | 74.0 | 107.5 | " |
| 9 | 1.137 | 0.567 | 0.0096 | 18.65 | 476 | 1129 | 654 | 0.312 | 2.374 | 38.41 | 59.3 | 105.1 | " |
| 10 | 1.145 | 0.567 | 0.0115 | 18.49 | 475 | 1227 | 752 | 0.328 | 2.582 | 41.56 | 49.4 | 102.5 | " |
| 76080301 | 1.117 | 0.576 | 0.0060 | 19.69 | 487 | 850 | 363 | 0.313 | 1.746 | 39.04 | 96.4 | 91.0 | M 基本形の改 II |
| 2 | 1.111 | 0.535 | 0.0057 | 19.93 | 527 | 891 | 364 | 0.282 | 1.690 | 39.77 | 93.2 | 89.3 | " |
| 3 | 1.111 | 0.534 | 0.0058 | 20.51 | 543 | 914 | 371 | 0.298 | 1.684 | 38.19 | 92.4 | 90.9 | " |
| 4 | 1.100 | 0.491 | 0.0060 | 20.25 | 577 | 989 | 412 | 0.278 | 1.713 | 36.10 | 82.3 | 91.2 | " |
| 5 | 1.107 | 0.482 | 0.0068 | 21.02 | 615 | 1080 | 465 | 0.264 | 1.756 | 39.36 | 70.3 | 89.9 | " |
| 6 | 1.104 | 0.454 | 0.0075 | 21.33 | 660 | 1183 | 523 | 0.225 | 1.792 | 39.56 | 60.6 | 89.2 | " |
| 7 | 1.101 | 0.435 | 0.0080 | 21.23 | 685 | 1240 | 555 | 0.247 | 1.810 | 40.13 | 54.5 | 86.3 | " |
| 8 | 1.105 | 0.414 | 0.0095 | 21.11 | 713 | 1362 | 645 | 0.171 | 1.900 | 45.79 | 43.5 | 82.4 | " |
| 9 | 1.263 | 0.859 | 0.0179 | 18.33 | 343 | 1131 | 788 | 0.435 | 3.295 | 69.71 | 47.9 | 101.2 | " |
| 10 | 1.210 | 0.858 | 0.0119 | 18.33 | 329 | 806 | 477 | 0.458 | 2.450 | 52.10 | 71.8 | 87.3 | " |
| 11 | 1.180 | 0.858 | 0.0090 | 18.50 | 324 | 617 | 293 | 0.507 | 1.903 | 46.65 | 95.4 | 69.2 | " |

附表3 箱形燃焼器の要素データ (KA01 ライナ基本形の性能・排出データ)

| 試験番号 | P_4 ata | w_g kg/s | w_f kg/s | U_r m/s | T_4 K | T_5 K | ΔT K | δ_i | T_5/T_4 | ϕ | η_b % | L_b m ³ /h atm | CO E. I. COg/kg fuel | THC E. I. CH ₂ g/kg fuel | NOx E. I. NO ₂ g/kg fuel |
|----------|--------------|---------------|---------------|--------------|------------|------------|-----------------|------------|-----------|--------|---------------|--------------------------------|-------------------------|--|--|
| 76061401 | 1.082 | 0.433 | 0.0043 | 14.3 | 455 | 858 | 403 | 0.131 | 1.885 | 39.1 | 99.5 | | 64.96 | 40.98 | 1.44 |
| 2 | 1.084 | 0.430 | 0.0057 | 14.1 | 453 | 971 | 518 | 0.106 | 2.143 | 39.4 | 75.0 | | 67.57 | 27.19 | 1.51 |
| 3 | 1.088 | 0.428 | 0.0073 | 13.9 | 451 | 1096 | 645 | 0.096 | 2.430 | 41.6 | 58.3 | | 64.39 | 17.37 | 1.32 |
| 4 | 1.092 | 0.433 | 0.0088 | 14.1 | 452 | 1212 | 760 | 0.101 | 2.680 | 41.4 | 49.1 | | 51.77 | 7.46 | 1.50 |
| 5 | 1.115 | 0.557 | 0.0057 | 17.8 | 453 | 858 | 405 | 0.113 | 1.894 | 38.8 | 98.4 | | 81.17 | 22.54 | 1.02 |
| 6 | 1.125 | 0.559 | 0.0076 | 17.8 | 455 | 995 | 540 | 0.117 | 2.185 | 41.8 | 73.6 | | 73.51 | 11.93 | 1.23 |
| 7 | 1.131 | 0.561 | 0.0095 | 17.6 | 452 | 1120 | 668 | 0.104 | 2.478 | 42.5 | 59.1 | | 59.95 | 5.25 | 1.43 |
| 8 | 1.142 | 0.565 | 0.0114 | 17.5 | 451 | 1227 | 776 | 0.123 | 2.720 | 46.9 | 49.5 | | 44.33 | 1.82 | 1.38 |
| 9 | 1.100 | 0.473 | 0.0048 | 17.7 | 523 | 938 | 415 | 0.119 | 1.793 | 39.2 | 97.9 | | 52.22 | 12.71 | 1.45 |
| 10 | 1.103 | 0.470 | 0.0064 | 17.4 | 520 | 1031 | 511 | 0.118 | 1.983 | 40.6 | 73.6 | | 49.12 | 7.27 | 1.76 |
| 11 | 1.107 | 0.471 | 0.0080 | 17.4 | 520 | 1146 | 626 | 0.118 | 2.204 | 41.1 | 58.9 | | 37.24 | 2.57 | 2.00 |
| 12 | 1.114 | 0.472 | 0.0096 | 17.4 | 521 | 1259 | 738 | 0.118 | 2.416 | 44.4 | 49.2 | | 24.55 | 1.02 | 2.11 |
| 13 | 1.090 | 0.421 | 0.0043 | 18.0 | 593 | 974 | 381 | 0.136 | 1.643 | 38.0 | 98.0 | | 40.05 | 6.97 | 2.18 |
| 14 | 1.093 | 0.422 | 0.0057 | 18.1 | 597 | 1077 | 480 | 0.118 | 1.804 | 38.4 | 74.1 | | 31.81 | 2.42 | 2.92 |
| 15 | 1.099 | 0.423 | 0.0072 | 18.1 | 600 | 1187 | 587 | 0.144 | 1.978 | 41.5 | 58.6 | | 19.28 | 0.69 | 3.00 |
| 16 | 1.104 | 0.424 | 0.0086 | 18.2 | 603 | 1291 | 688 | 0.123 | 2.141 | 43.6 | 49.1 | | 12.24 | 0.43 | 2.57 |

航空宇宙技術研究所資料378号

昭和54年1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 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
