

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-373

航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発

—— II. 扇形燃焼器の要素特性 ——

江口邦久・石井浅五郎

鈴木邦男・下平一雄

1978年11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 [*] , 遠崎 良樹 [*]
実 験 計 測	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. 記号と単位	1
3. 扇形燃焼器模型の構成	2
3.1 燃焼器ケーシング	2
3.2 燃焼器ライナ	2
3.3 分流板	2
3.4 隔壁板・遮熱板	2
3.5 燃料ノズル	2
3.6 スワロー	2
4. 燃焼器試験装置および内容	6
4.1 燃焼試験装置	6
4.2 計測内容	6
5. 試験結果およびその検討	8
5.1 KA01ライナ基本形における燃焼状況	8
5.2 KA01ライナ基本形の改良結果	9
5.3 KA01扇形改良ライナの燃焼性能	11
5.4 KA01扇形改良ライナの排出特性	15
5.5 KA01扇形改良ライナの両吹き特性	23
5.6 KA01扇形改良ライナの排煙濃度	23
5.7 燃料霧化器による着火試験	28
6. ま と め	28
参考文献および資料	29
付録A	31

航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発*

— II. 扇形燃焼器の要素特性 —

江口邦久** 石井浅五郎**
鈴木邦男*** 下平一雄**

概 要

前報¹⁾では、燃料霧化器を箱形燃焼器模型に応用し、常圧時の改良試験により、燃焼性能の面で最適化を図ったKA型ライナの基本形を選定し、かつ、KA型燃焼器を構成する各要素の諸特性を調べた内容を示した。その結果、従来の圧力噴霧型燃焼器に比べ同等以上の性能を示すことが確認された。

本報告では、前報の成果に基づいて設計試作した扇形模型に関して、その常圧及び高圧試験から得られる燃焼性能及び排出特性の結果を示し、FJR710エンジン用燃焼器と同スケールのKA型環状高圧燃焼器へ発展させるために必要な設計資料あるいは条件について検討した。

1. はしがき

通商産業省工業技術院の大型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」において設計試作されたFJR710/20ターボファンエンジン用環状燃焼器を対象に、従来の圧力噴霧型燃焼器と同等以上の燃焼性能を有し、かつ、排煙低減を目標にした気流微粒化方式燃焼器（呼称KA01）の研究開発を進めている。

著者らは、気流微粒化に適した新しい燃料供給法として、これまでの圧力噴霧型燃焼器に採用されて来たスワロー（空気旋回器）の性能実績を生かしたKA型燃料霧化器を考案した。この燃料霧化器の主な役割は、旋回気流中に燃料を放射状に噴射し、燃料の気流霧化と空気との混合促進を図ることにある。

前報¹⁾では、この燃料霧化器を箱形燃焼器模型に応用し、従来の圧力噴射弁とスワローを組合せたものに比べ同等以上の燃焼性能、燃料と空気との混合促進により燃焼領域の短縮化を達成することができた。又、燃料霧化器自体の安全性についても確認できた。

今回の試験では、FJR710/20ターボファンエンジン用高圧環状燃焼器に発展させていく場合に、燃焼性能、耐久性、排出特性に関して必要な事柄を取りあげ、その改良ならびに確認実験を行うために、前報の結果に基づいて、環状燃焼器を $3/16$ 分割した扇形燃焼器模型を試作した。すなわち、前報で得たKA01ライナの基本形と

同一の空気孔配列を適用し、次の項目に重点をおいて燃焼実験を行った。

(1) 燃焼器出口温度分布は、FJR エンジン設計点のタービン側要求分布を満足すること。

(2) 燃焼器上流における熱負荷が高いため、遷熱板の燃焼防止の対策を考えること。

(3) 高温入口空気条件における一酸化炭素(CO)、未炭化水素(THC)、窒素酸化物(NO_x)の排出傾向を調べること。

(4) 代表的な圧力噴霧型燃焼器模型の性能及び排出特性と比較すること。

(5) 高圧入口空気条件におけるスモークの排出傾向を調べること。

この結果、呼称KA01ライナの基本形に実験的改良を加えたことにより得られた主な成果として、

(1) 遷熱板に設けた適当な冷却空気孔により、その耐久性を改善することができた。

(2) 出口温度分布は、出口温度不均一率の値が実機の要求値に近い条件で、タービン側所要分布をほぼ満足できる形になった。

(3) 排煙濃度は、入口空気圧力15 ataでAIA数にして12という値を示し、これは、従来の圧力噴霧型燃焼器に比べ相当低くなっていることがあげられる。

2. 記号と単位

A_h 空気孔開口面積 m^2
 A_c 燃焼器最大断面積 m^2 $0.149/4 = 0.03725$

* 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

L_b	燃焼器負荷率	$\text{kcal}/\text{m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$
L_{cc}	燃焼器ライナの全長	250 mm
n	燃料および空気流量から求めた空燃比	$= w_a/w_f$
n_g	燃焼器出口のガス分析から求めた空燃比	
P_0	大気圧	ata
P_4	燃焼器入口全圧	ata
P_5	燃焼器出口全圧	ata
ΔP	燃焼器入口出口の全圧差	atg
P_{fp}, P_{fM}	プライマリおよびメインノズルの燃料噴射 圧力	atg
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
w_f	燃料流量	kg/s
x	燃料噴射弁中心軸に沿った軸方向距離	mm (原点は遮熱板の面とする)
X.E.I.	排気ガス中のX成分の排出指数	g/燃料1 kg
τ_4	入口空気の比重量	kg/m^3
δ_t	燃焼器出口の温度不均一率	$\delta_t = \frac{(T_{5i})_{\max} - T_4}{\Delta T}$
η_b	燃焼器出口温度から求めた燃焼効率	%
η_{bg}	排気ガス分析から求めた燃焼効率	%
ϕ	全圧損失係数	$\phi = (P_4 - P_5)/\tau_4 \cdot \frac{U_r^2}{2g}$
ϕ_g	排気ガス分析から求めた当量比	
添字		
i	燃焼器出口の各測定点	

3. 扇形燃焼器模型の構成

KA01扇形燃焼器模型は、図1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、スワラ、燃料霧化器から構成されており、以下に各々の諸元を記す。

3.1 燃焼器ケーシング

燃焼器ケーシングは、FJR710/10エンジン用燃焼器と同一の断面形状を有し、周方向16分の3に分割した扇形であり、3個の燃料ノズルを装着できるものである。

3.2 燃焼器ライナ(呼称KA01)

ライナの輪郭は、FJR710/10燃焼器に用いた呼称

#03ライナ²⁾と同一である。空気孔配置は、前報の箱形模型の試験より求めたものと同一で、燃料霧化器との位置関係ならびに寸法を図2に示す。

空気孔の最終列に相当する第4列空気孔は、遮熱板より113mmの位置にあり、これはライナ全長を1としたとき約0.48に相当し、燃焼領域の短縮化を図った結果である。

空気孔と冷却スリットの相対位置が、従来の圧力噴霧型と異なっているが、これは、冷却スリットの位置を従来のもの(#03ライナ)と同一にして、ライナ空気孔配置のみを変えたためである。

図3に、KA01扇形ライナの外觀を示す。

3.3 分流板

分流板は、上流側の先端を丸めた鈍頭形分流板であり、スワラ空気取入孔の形状は、28×30mmの長円形のものとして35φmmの円形のもの2種類を用いた。各々の形状は図4に示す。

3.4 隔壁板・遮熱板

ライナに取付ける隔壁板と遮熱板は、一体二重構造となっており、隔壁板の多孔穴を通った空気は遮熱板をインピンジ冷却する。この冷却空気流出法については、呼称#03ライナではケーシング側に流出させるが、KA01ライナでは遮熱板の肩部からライナ内に流出させるように試みた。

3.5 燃料ノズル

燃料ノズルは、着火用のプライマリノズル、燃料霧化器に供するメインノズルより成っており、表1に示す3種類を使用した。これらの燃料ノズルの形状を図5に、燃料流量-圧力特性を図6と図7に示す。

なお、本燃焼器と性能又は排出特性を比較するのに用いた代表的な圧力噴霧型燃焼器の燃料噴射弁としてFJR710/10のものと同等の性能を有するCC20-2ノズル²⁾を選んだ。その流量-圧力特性を図8に示す。

3.6 スワラ

スワラの組合せは図9に示すように、燃料霧化器用として外径30φmmの一次スワラの2種類、保炎用として外径46φmmの二次スワラの1種類、合計3種類で構成されている。スワラの形式および寸法は表2に示す。

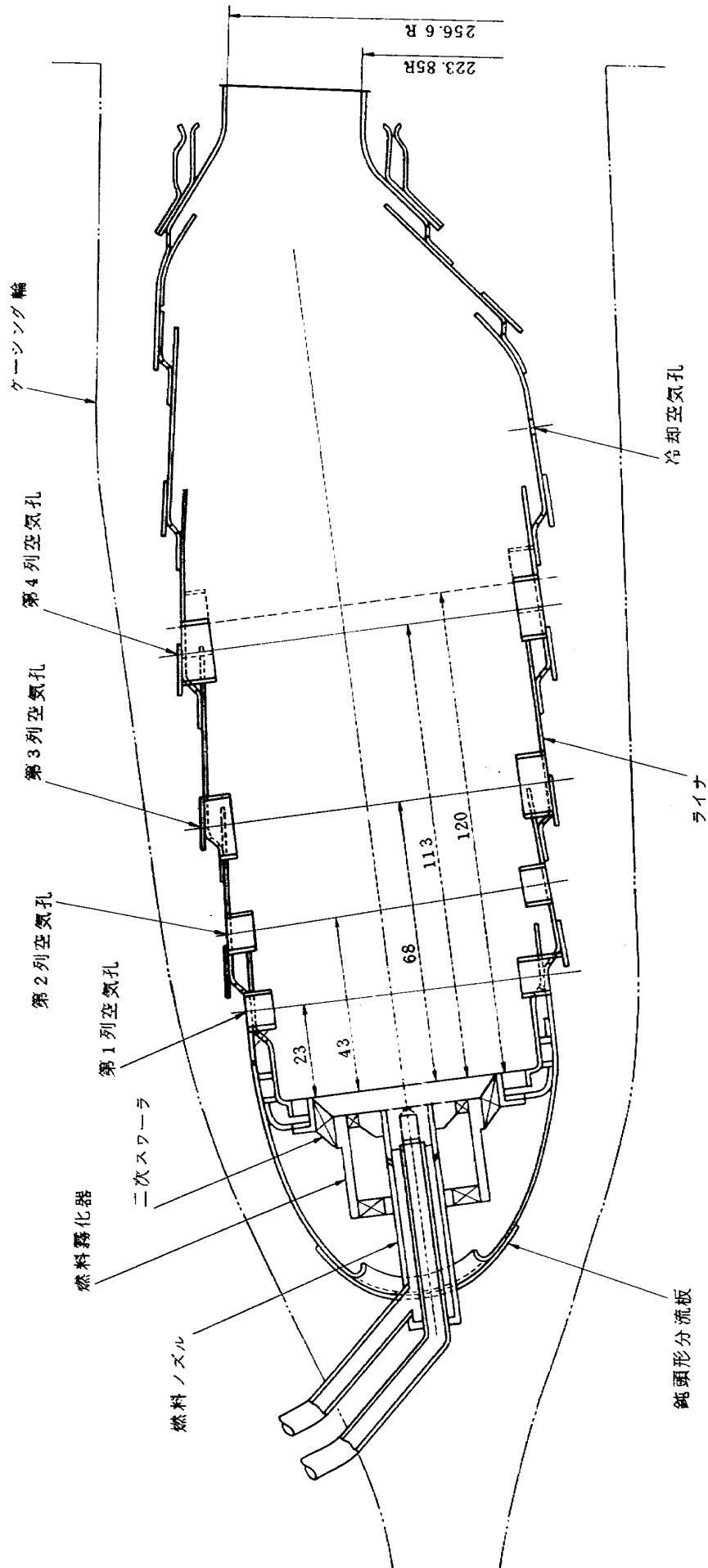


図1 扇形燃焼器模型

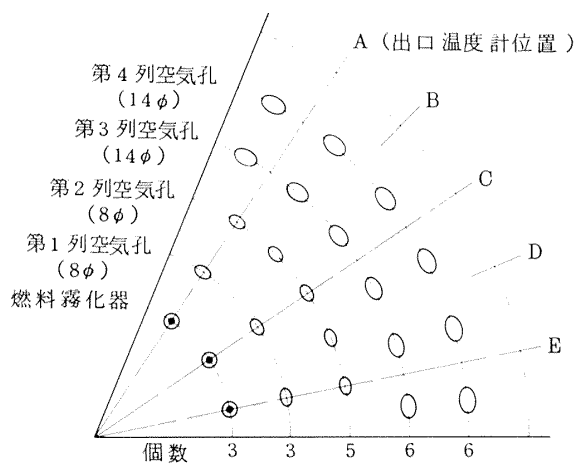


図2 KA01扇形ライナの空気孔配置

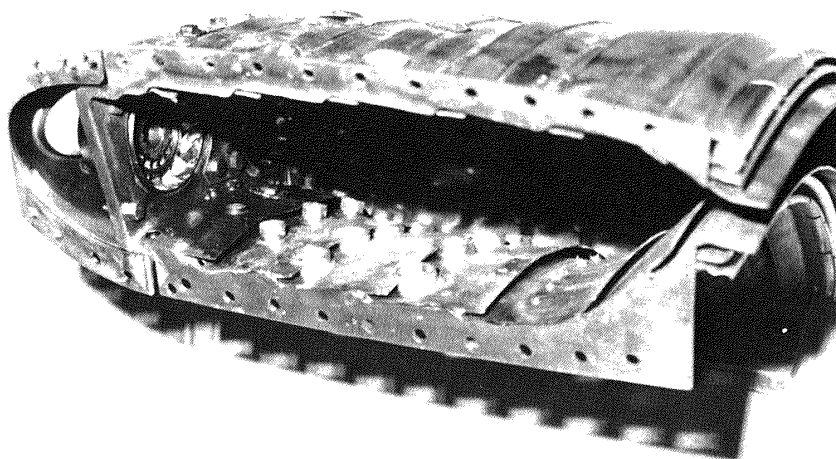


図3 呼称KA01扇形ライナ

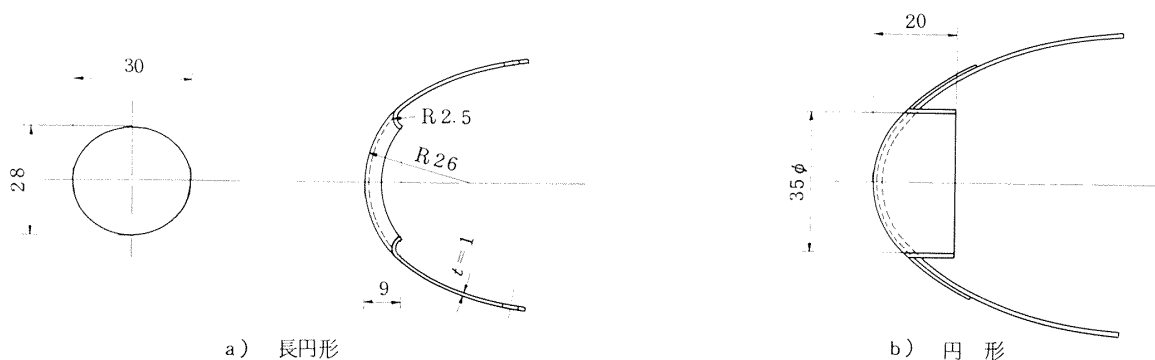


図4 鈍頭形分流板

表1 燃料ノズルの諸元

ノズル名称	プライマリノズル		メインノズル			用途	
	形式	噴孔径 mm	形式	d	N		α
F.N.1	スクリュー	0.8 ϕ	多孔	0.5	10	80	常圧試験
F.N.2	スクリュー	0.8 ϕ	多孔	0.2	10	60	常圧試験
F.N.3	スクリュー	0.6 ϕ	多孔	0.4	18	60	高圧試験

注) d, N, α はメインノズルの噴孔径 (mm), 噴孔数 (個), 噴射角 (deg) である。

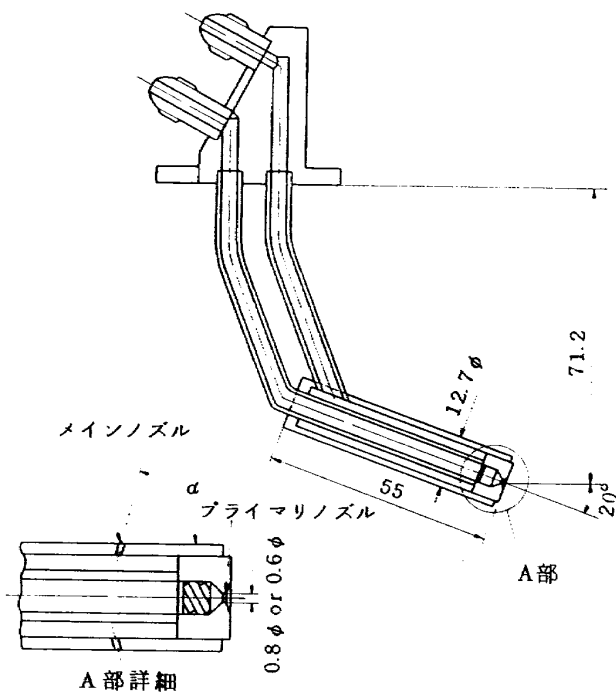


図5 KA型燃料ノズル

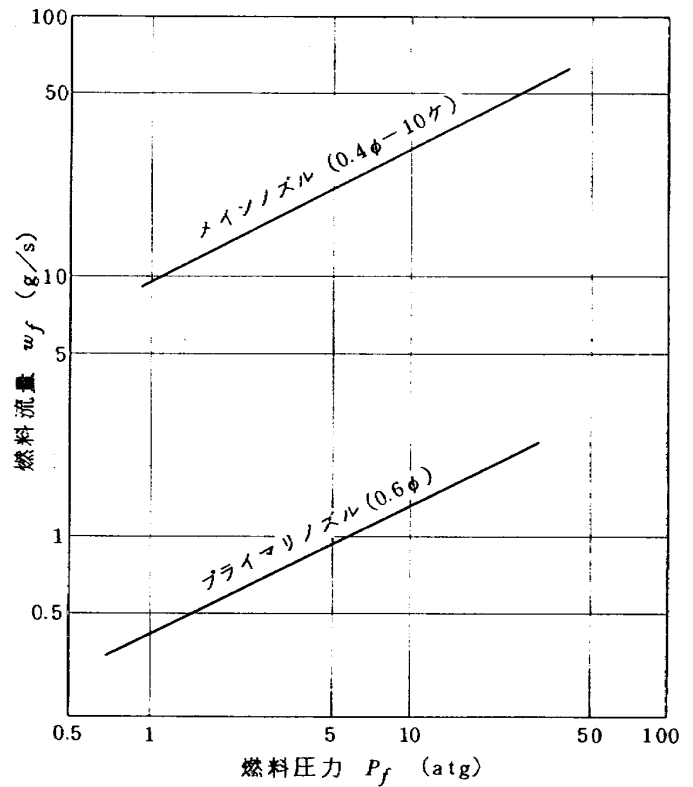


図7 燃料ノズルF.N.3の流量-圧力特性 (ノズル1本あたり)

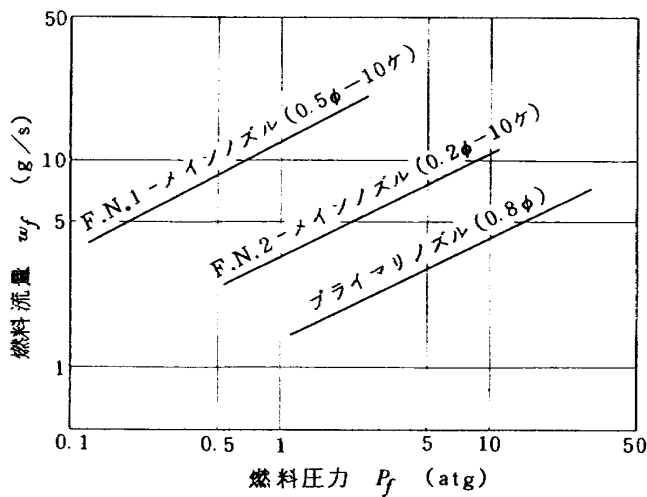


図6 燃料ノズルの流量-圧力特性 (ノズル1本あたり)

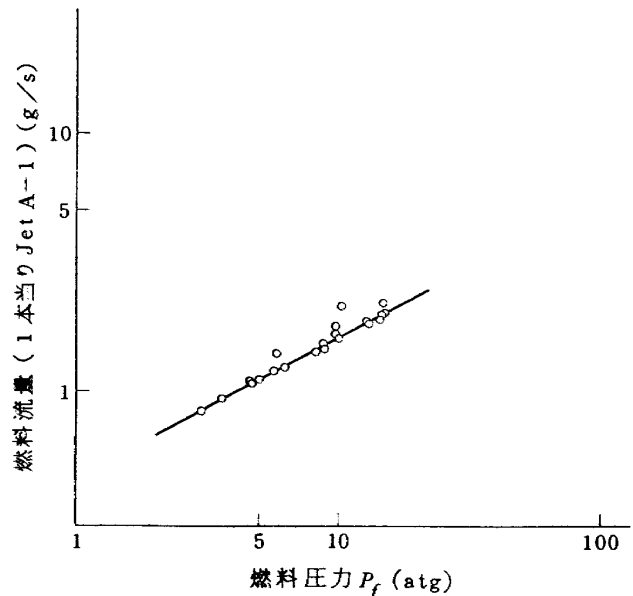


図8 CC20S-2 プライマリノズルの流量-圧力特性

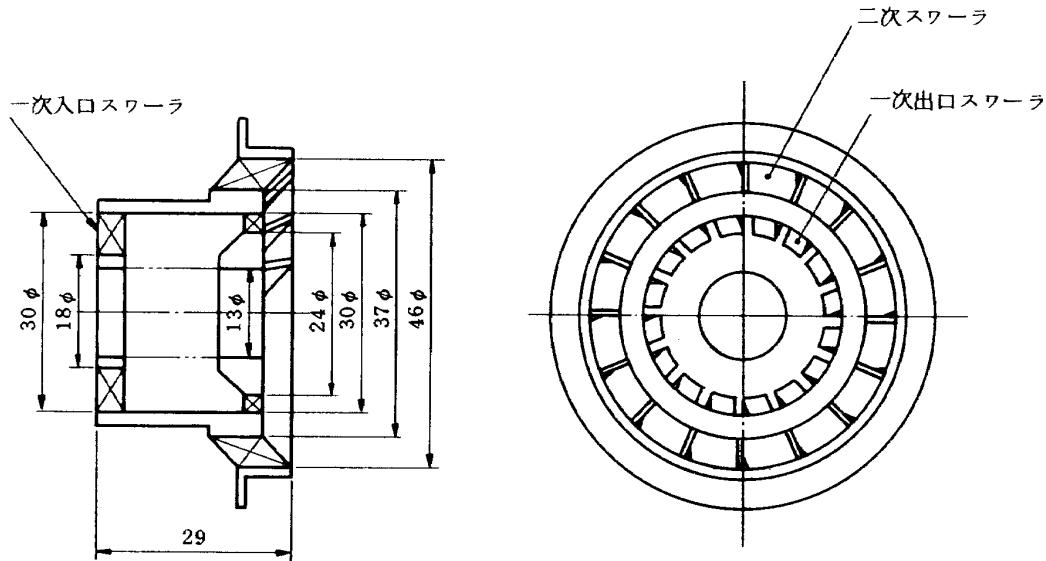


図9 スワーラの形状

表2 KA形スワーラの諸元

	一次スワーラ		二次スワーラ
	入口スワーラ	出口スワーラ	
形式	軸流形	軸流形	混流形
外径	30φ	30φ	46φ
内径	17φ	24φ	37φ
旋回角*	30°	50°	45°
	40°	45°	
	-30°	-45° -50°	
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、後視左回りを正とした。

4. 燃焼器試験装置および内容

4.1 燃焼試験装置

今回の常圧要素試験に用いた設備は、第1報¹⁾と同様、当研究所原動機1号館の常圧系燃焼試験設備である。この設備には、図10に示すように、2系統の試験装置があり、このうち系統Iは、150kW遠心送風機より供給される供試燃焼器用空気の全部を予熱燃焼器を通して、最高750Kまで燃焼器入口空気温度を高めることができる。この系統は、主に、燃焼器の性能改善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600K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、性能の最終的確認などに使用される。

次に、扇形燃焼器模型の高圧燃焼試験には、図11に示す当研究所原動機部高圧セクタ燃焼試験設備を用いた。この設備の詳細については、航技研報告TR-517を参照されたい。

上述の装置を用いて行った燃焼試験の条件を表3にまとめて示す。なお、一連の燃焼試験は、燃料ノズルのメインノズルからの燃料供給のみで行った。

4.2 計測内容

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、測定機器類は表4に示す。

燃焼器出口における熱電対温度計、ガス採取プローブの周方向配置を図12に示す。温度計は、周方向に見て、燃料霧化器またはスワーラの後方に相当するA、C、Eの位置に3本、中間に相当するB、Dの位置に2本取付けられ、半径方向に4点の温度計であるから、温度測定点は全部で20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、その採取点は、スワーラの中心を結んだ円周上で、かつ、スワーラの中心と中間の真中の位置を選んだ。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に送られる。

高圧燃焼試験における燃焼器出口の排気ガスプローブは1点式のを2本使用し、それぞれ、スワーラの後方と中間に設け、パッハラッハスモークメータにより排煙濃度を測定した。

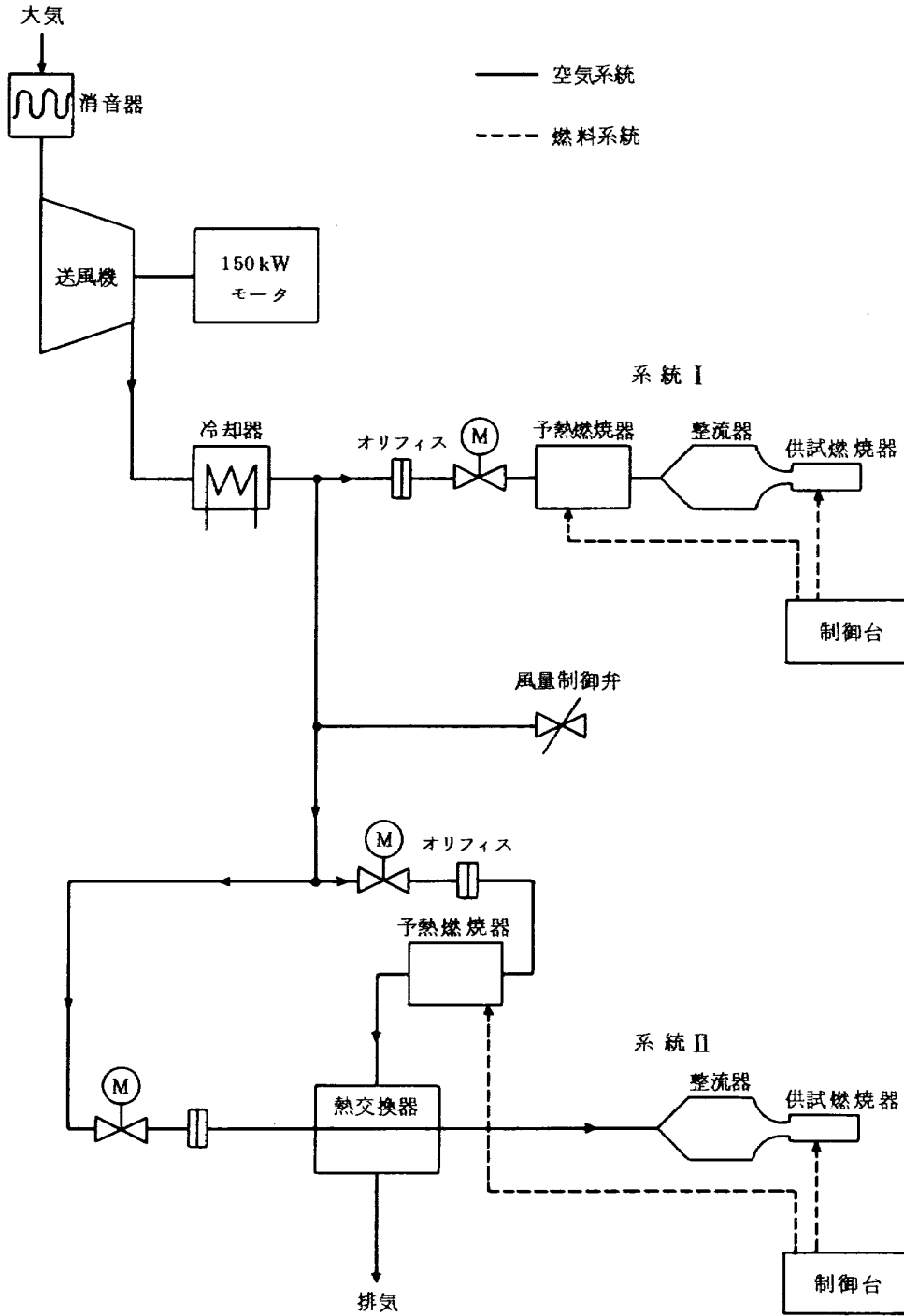


図 10 常圧系燃焼試験装置

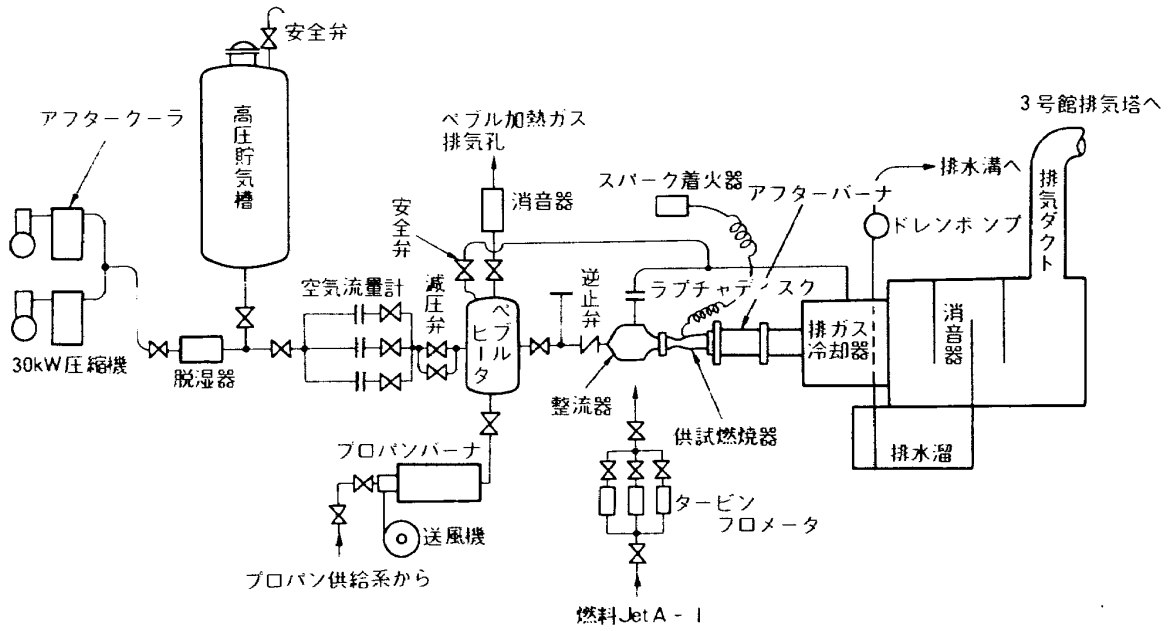


図 11 高圧セクタ燃焼器試験装置系統図

表 3 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 $P_4 = 1.1 \text{ ata}$	温度, 圧力 排ガス分析
	入口空気温度 $T_4 = 320 \sim 600 \text{ K}$	
	風 速 $U_r = 15, 19 \text{ m/s}$	
	空 燃 比 $n = 50 \sim 100$	
高圧セクタ 試 験 装 置	入口空気圧力 $P_4 = 5 \sim 15 \text{ ata}$	温度, 圧力 排煙
	入口空気温度 $T_4 = 575 \sim 650 \text{ K}$	
	風 速 $U_r = 20 \text{ m/s}$	
	空 燃 比 $n = 60 \sim 100$	

表 4 測 定 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	20	4点式CA熱電対
排 気 ガ ス 分 析	1	4点集台式空冷ガス採取 プローブ 加熱採取導管 (テフロンチューブ, $150 \sim 170^\circ \text{C}$) 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。

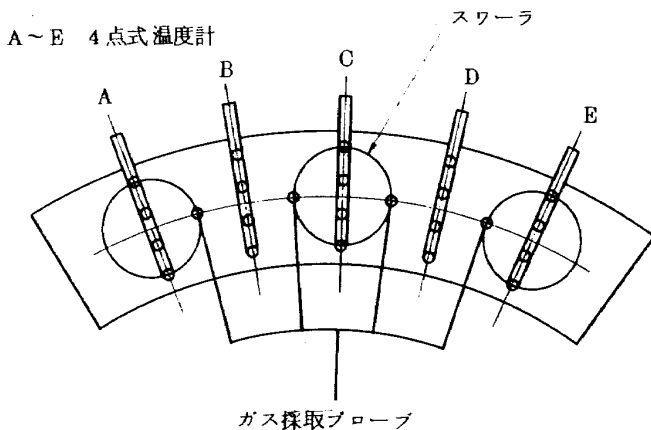


図 12 燃焼器出口の計測位置(後視)

5. 試験結果および検討

5.1 KA01ライナ基本形における燃焼状況

前報¹⁾に示した箱形模型の常圧試験から決めたKA01ライナの空気孔配置をそのまま適用した扇形ライナを「KA01燃焼器の基本形」とした。

この基本形における火炎観察によると、スワーラによって保持される火炎は、燃料霧化器出口の一次スワーラより円錐状に拡がった青色炎となり、第1列空気孔のラ

ライナ壁付近 ($x=23\text{mm}$)まで達する。第1列, 第2列空気孔からの空気噴流は, 主流に対しほぼ直角に流入している様子が見られる。第3列空気孔からの噴流は, 燃焼ガスによっておおよそ下流側へ流され, ほぼライナ巾の中心まで貫通し, そこで内側および外側ライナからの両方の噴流は対向に衝突する。主燃焼領域の長さは, 遮熱板より第3列空気孔の噴流が衝突する位置までで, 約150mmである。この領域より下流では, スワラ中間のライナ巾の中心に沿う火炎とスワラ中心のライナ壁に沿う火炎があり, いずれも, その長さは, 空燃比 $n=50$ において, 遮熱板より180mm以内におさまっている。第4列空気孔からの噴流は, 燃焼ガスの希釈効果として働く程度である。第3列および第4列空気孔の噴流の貫通度は, 外側ライナより内側ライナの方が強いことが観察される。

次に, 燃焼器入口温度を常温から 300°C に上昇させていくと, 主燃焼領域における火炎の輪郭がはっきりしなくなり, また, 空燃比が低いほど同じ様子を示す。特に, 入口温度 300°C ($=573\text{K}$), 空燃比 $n=50$ の条件では, 第3列空気孔の上流域において負荷の高い均一な混合気の燃焼状態に見られる透明度の高い青白色の火炎を形成する。

スワラの中間に相当する遮熱板付近には, 燃焼器後部から観察すると, Iの文字形をした輝炎が存在する。燃焼器入口温度をあげ空燃比を低くすると, 遮熱板は赤熱する。このように, スワラ中間に位置する遮熱板の部分は

(1) スワラの流れにより, 遮熱板付近には二次的な循環渦が形成され, 適当な混合気濃度になると保炎の役割を演ずる。

(2) 燃料霧化器からの燃料は, 一次スワラの流れに沿って円錐状に分散されるため, (1)に述べた二次的な循環流域内で可燃混合気形成され易い。

などの理由により, 局所的な熱負荷が上昇し, 赤熱または熱変形しやすい状態になる。

5.2 KA01ライナ基本形に対する改良結果

5.2.1 冷却空気孔の選定

KA01ライナの基本に対して表5に示す改良内容の試験を行ったときの燃焼効率特性を図13に, 半径方向出口温度分布を図14に, 出口温度不均一率を図15に, 全圧損失特性を図16に示し, 比較検討を行った。

燃焼効率特性について, 入口空気温度 343, 453, 523 Kにおける各々の改良結果を図13に比較して示す。燃焼効率の値が一番低いのは, 改III-1の条件であり, この

原因は, 遮熱板のスワラ中間部に $3\phi\text{mm}$ の孔を5個設けた結果, この空気噴流の冷却効果が大きく, 又, スワラの流れを乱すため, 保炎性能が低下し, 不安定な燃焼状態が発生することによる。スワラ中間部における遮熱板の冷却孔を $1\phi\text{mm}$ -12個に変更した改III-2の条件では, 保炎性能の低下はなく, 改I及び改IIと同程度の燃焼効率の値を得ることができた。このように, スワラ中間部には, スワラによる二次的な循環渦が形成され, 火炎を保持する一つの熱源として働くため, そこへ遮熱板から冷却空気を流出させる場合, 保炎効果を妨げないようにその貫通度と空気流量の条件を適切に選択する必要がある。

出口温度分布について, 改Iの条件は, 基本形の温度分布に対してタービン翼根側 (Hub) の温度を下げ, 又, 出口温度不均一率の値を小さくする良好な効果を有している。改IIの条件は, 基本形の温度分布のHub側の結果を示した。

入口空気温度 573 Kにおける全圧損失係数を, 図16で比較すると, いずれも, 出口入口温度比の上昇に伴って増加する傾向を示している。全圧損失係数の値は, 改良Iが一番大きく, 改III-2, 改II, 改III-1の順に小さくなる。

この改良試験の結果, 次に示すように, KA型ライナに関し燃焼性能を向上させる改良事項を抽出することができた。

(i) 内側ライナの第4列空気孔後方に出口温度分布を改善するための希釈空気孔を設けること。

(ii) 遮熱板のスワラ中間部の焼損を防止するため, 適当な冷却孔を2列設けること。

5.2.2 二重逆旋回流の効果

燃料霧化器の入口および出口の一次スワラの旋回角

表5 KA01扇形燃焼器模型の改良経過

	改良内容
原形	箱形模型より決定した。
改I	燃焼器出口温度分布を改善するため, 内側ライナの第4列空気孔後流に $4\phi-11$ ヶ設けた。
改II	遮熱板の冷却空気をライナ内に流入させるため, スワラ中間部に 3.6ϕ 穴を設けた。
改III-1	遮熱板の焼損防止のため, スワラ中間に 3ϕ 穴-5ヶを縦1列にあげた。
改III-2	遮熱板の焼損防止のため, スワラ中間に 1ϕ 穴-12ヶを縦2列にあげた。

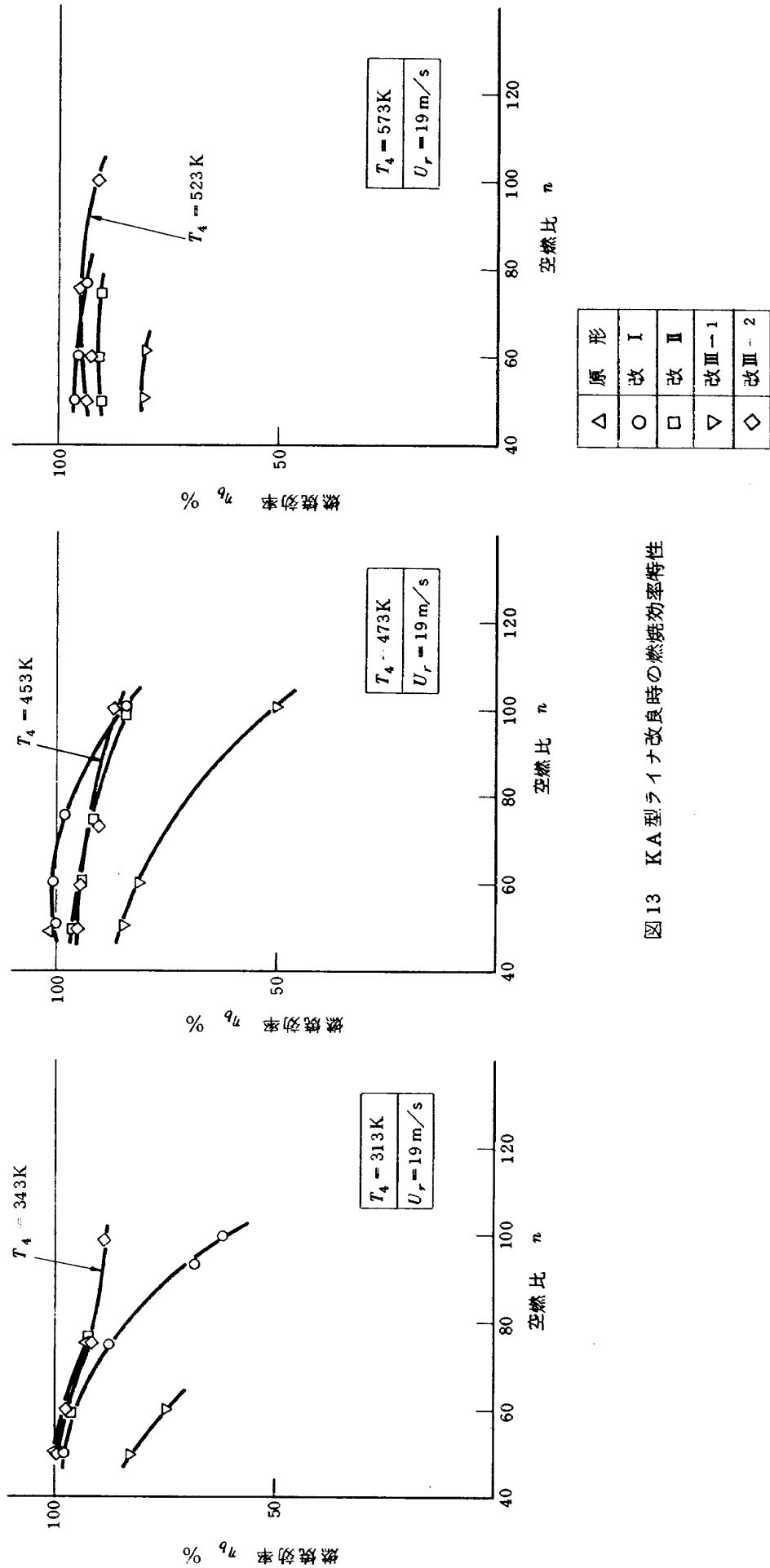


図 13 KA 型ライナ改良時の燃焼効率特性

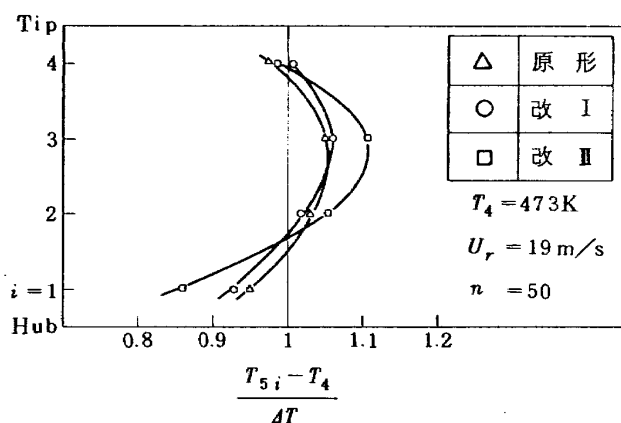


図 14 KA型ライナ改良時の半径方向出口温度分布

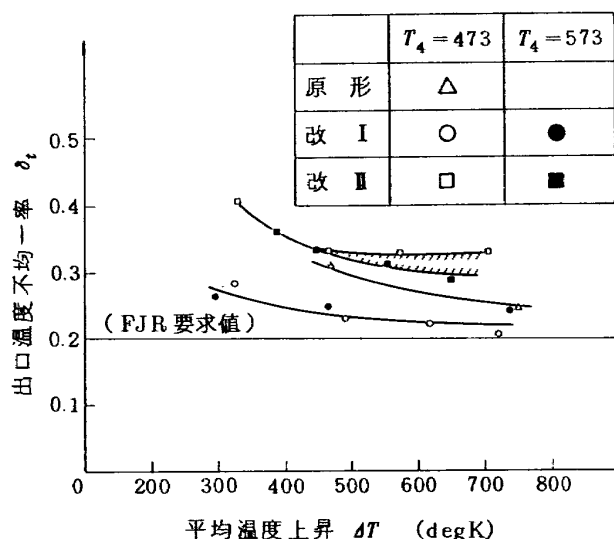


図 15 KA型ライナ改良時の出口温度不均一率

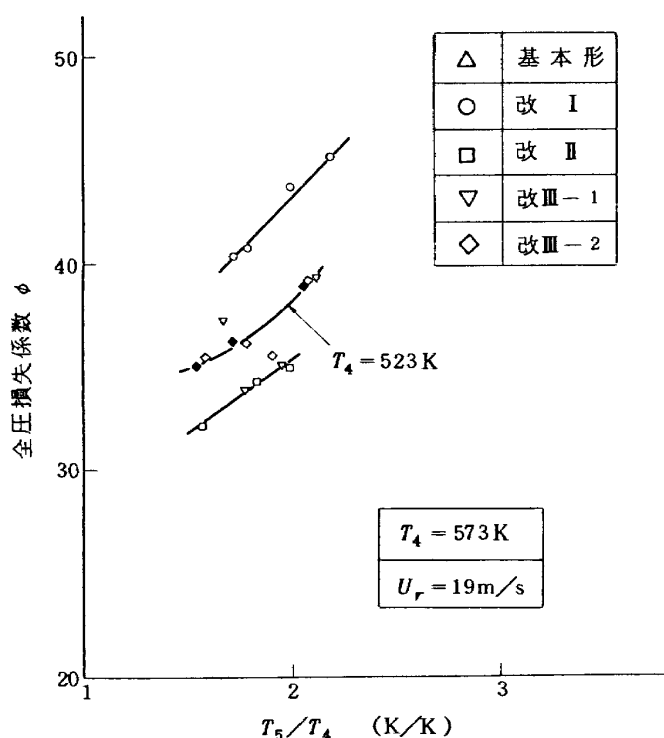


図 16 KA型ライナ改良時の全圧損失係数

を、それぞれ、 -30 及び -50 deg として、二次スワローと逆方向の旋回流れを与えたときの火炎観察を行った。

その結果、二重同旋回流の場合と異なり、一次スワローからの火炎の形成は見られず、火炎は遮熱板にはりついて、ライナ壁に沿ってメラメラと動く輝炎の状態を示し、時々、火炎全体が変動する。風速 $U_r = 19\text{m/s}$ で空燃比 $n = 50$ 付近では間欠のあるいは連続的な振動燃焼を発生する。燃料流量を絞って、空燃比を高くすると、未燃焼成分の発生とともに不安定な燃焼状態になる。又、プライマリノズルからメインノズルへの燃料供給の切替も、同旋回流に比べスムーズに行われない。

二重同旋回流に比べて二重逆旋回流の劣る原因として、多分、同旋回流で見られる安定した循環域の形成がなく、気流に対する燃料の相対的な貫通度が増し、ライナ壁面への燃料の衝突する割合が増加することがあげられる。従って、空燃比の広い範囲にわたって、非常に燃焼効率の悪い燃焼状態を示すことになると考えられる。

5.3 KA01 扇形改良ライナの燃焼性能

前述の改良試験の結果から選んだ改 III-2 のライナについて、メインノズルの噴孔径の異なる燃料ノズル F.N. 1 及び F.N. 2 の 2 種類を用い、常圧系試験の系統 II で性能測定及び排気ガス分析を行った。又、従来の圧力噴霧型を代表する 4 孔ライナ (FJR 710 エンジン用 #10 ライナ³⁾相当) と燃料噴射弁 CC 20-2 ノズルの組合せて同様の試験を行った。以下、これらの一連の結果を示し、比較・検討していく。

5.3.1 燃焼効率特性

最大断面平均風速 $U_r = 15$ と 19m/s について、入口空気温度 $T_4 = 320, 450, 520, 600\text{K}$ のときの空燃比に対する燃焼効率の変化を、それぞれ、図 17 と図 18 に示す。

入口温度 320K では、KA 型のいずれのノズルにおいても、従来型に比べ、空燃比 60 以上で燃焼効率の値が低く、低下する割合も大きい。なお、従来型の試験では、プライマリノズルだけを用い、噴射圧力 $9 \sim 21$ (atg) の範囲にあるため、良好な噴霧状況にある。FJR 710 エンジンのアイドル条件の入口温度に相当する 450K になると、高空燃比側の燃焼効率は上昇し、入口温度 520K 以上では、90% 以上の値になり、従来型と同じ程度になる。

KA 形の燃料ノズルの違いによる燃焼効率の差異については、入口温度 450K 以上で F.N. 1 より F.N. 2 の方が高い効率値を示している。

KA 型では、風速が 15 から 19m/s になると、燃焼効率は上昇する。従来型の入口温度 320K では、これと逆の傾向を示すが、その他の入口温度条件では効率の上昇

はなく同じ値になっている。

以上の結果, KA 型の場合, 常温条件では, 空燃比, 風速の依存度は大きい, 入口温度が 450 K 以上の条件では, 小さくなるのがわかった。

5.3.2 半径方向出口温度分布

空燃比 $n=50$ のときの入口空気温度に対する燃焼器出口の半径方向温度分布を, 風速 15 及び 19 m/s のそれぞれについて図 19 と図 20 に示す。

KA 型, 従来型のいずれの場合も, 風速の違いによる分布形の差異は見られない。又, 入口空気温度が上昇すると, タービン翼の TiP 側の温度が下り, タービン翼の Hub 側の温度が上る傾向を示している。KA 型の場合, この変化する度合は, 燃料ノズル F.N. 2 に比べ F.N. 1 の方が多少大きい。

KA 型の温度分布は, 従来型のフラットに近い分布に比べ半径方向に勾配を有しており, 図 21 に示す FJR710 エンジンの設計点における要求分布に近い形になっていることがわかる。

5.3.3 出口温度不均一率

KA 型及び従来型について, 出口温度上昇に対する出口温度不均一率を図 22 ~ 図 24 に示す。

いずれにおいても, 出口温度不均一率は, 入口空気温度の上昇に伴って低くなり, 又, 空燃比の減少すなわち出口温度上昇に伴って低くなる傾向を示す。風速の違いによる不均一率の差異は明らかでない。

FJR710 エンジンの設計点における出口温度上昇 $\Delta T = 737\text{K}$ に対し, 入口温度 450~600 K の範囲では, KA 型 F.N. 1 の不均一率の値は 0.2~0.27, KA 型

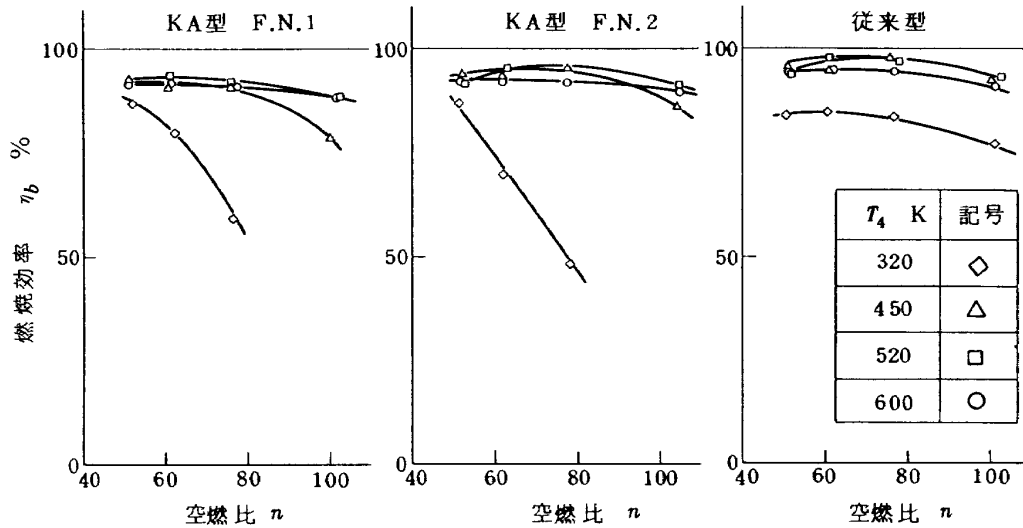


図 17 KA 型改良ライナの燃焼効率 ($U_r = 15\text{m/s}$)

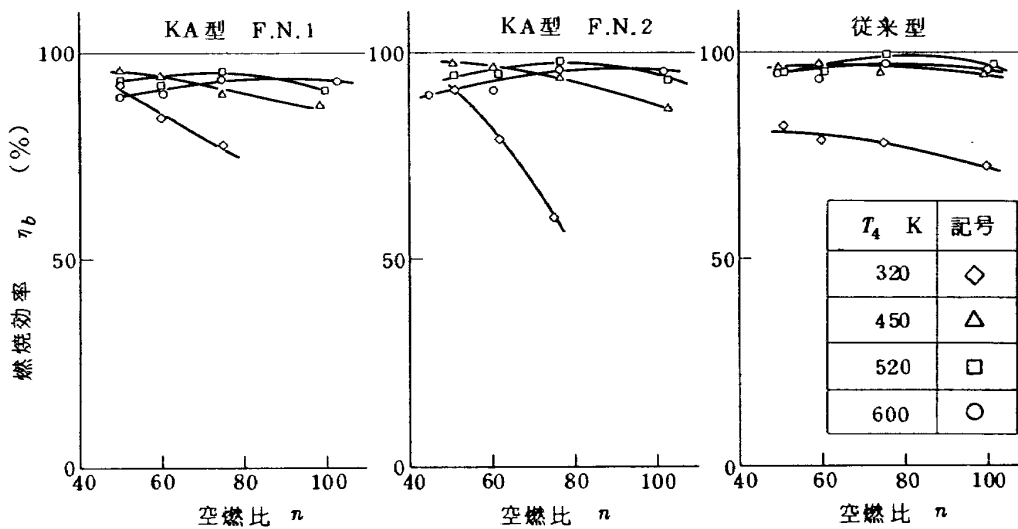


図 18 KA 型改良ライナの燃焼効率 ($U_r = 19\text{m/s}$)

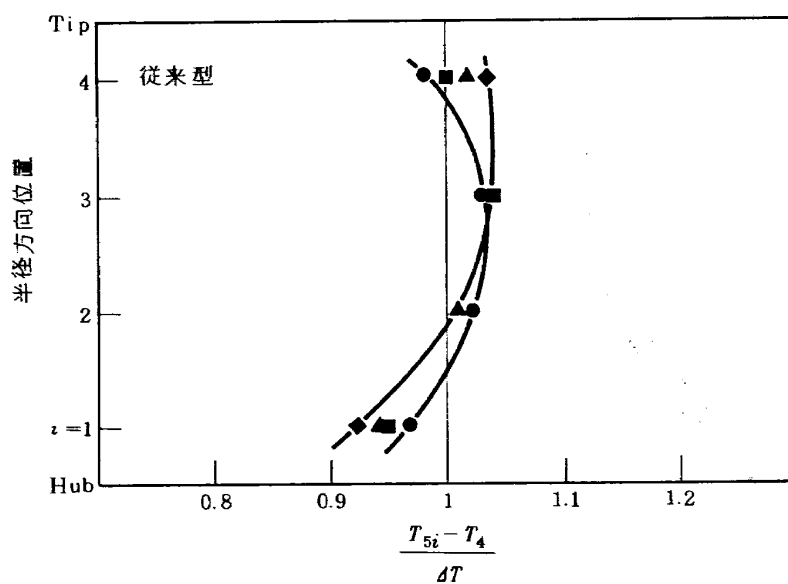
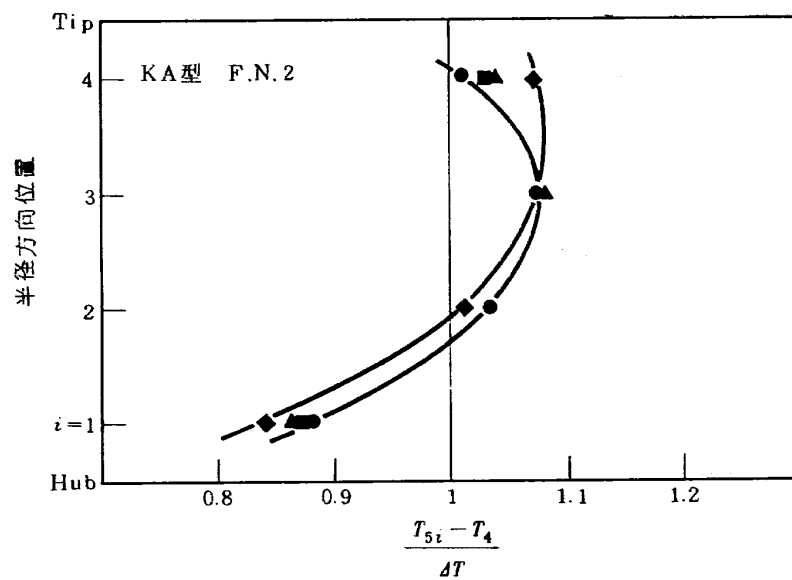
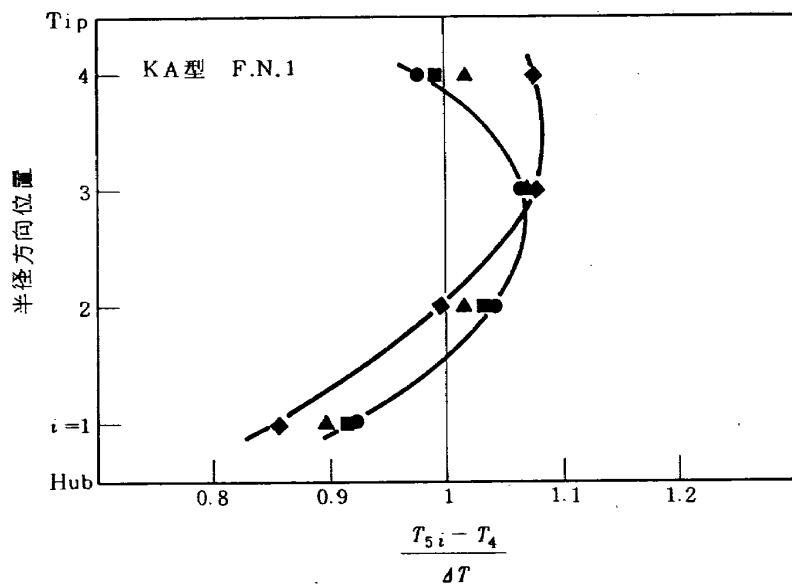


図19 KA型改良ライナの半径方向出口温度分布
($U_r = 15 \text{ m/s}$. . . $n = 50$)

	T_4 K
◆	320
▲	450
■	520
●	600

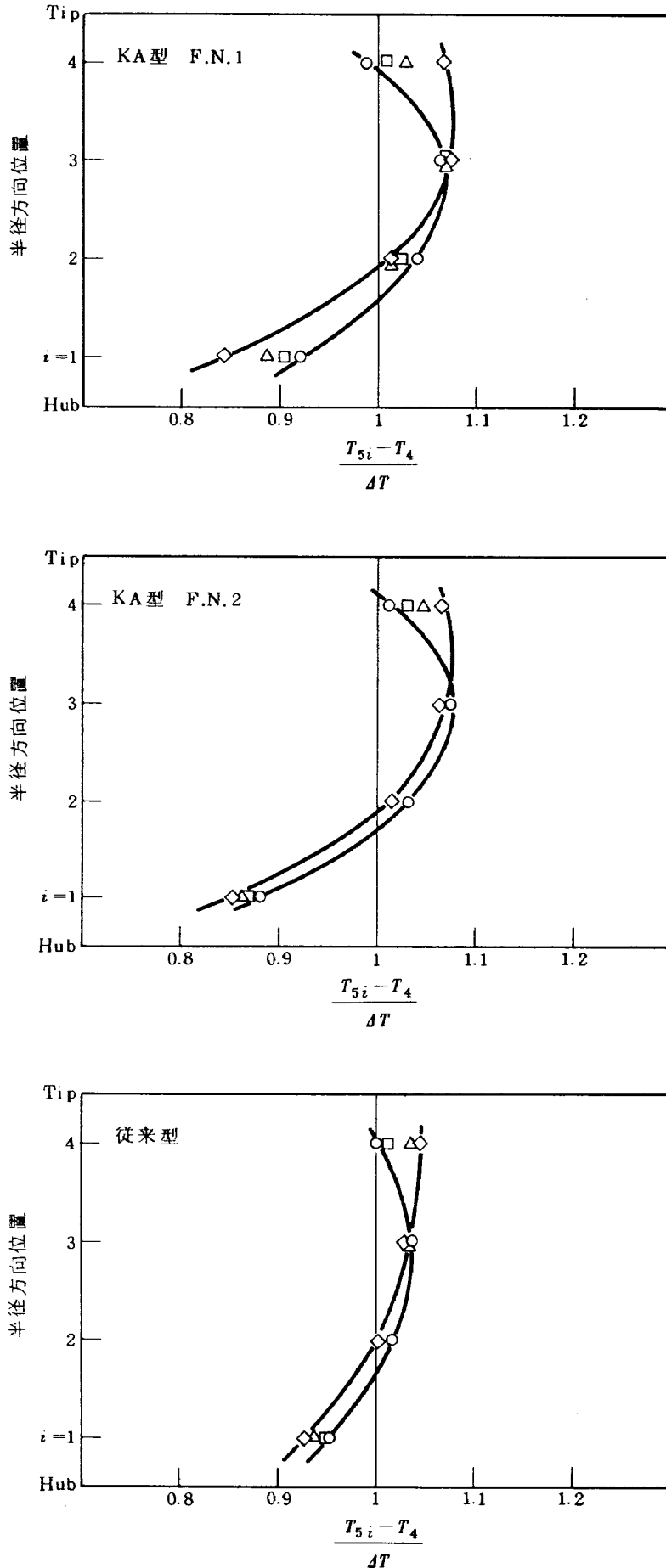


図 20 KA型改良ライナの半径方向出口温度分布
($U_r = 19 \text{ m/s}$, $n = 50$)

	T_4 K
◇	320
△	450
□	520
○	600

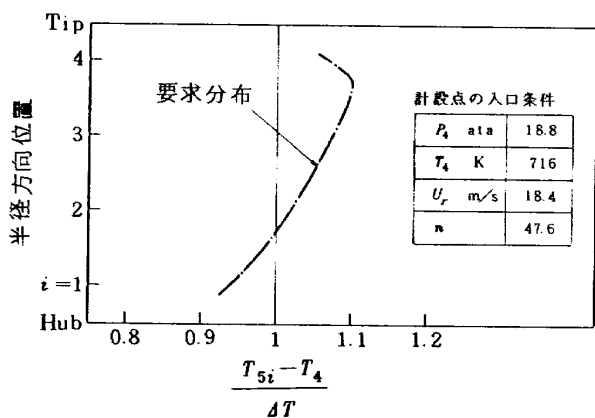


図 21 FJR 710 設計点における要求出口温度分布

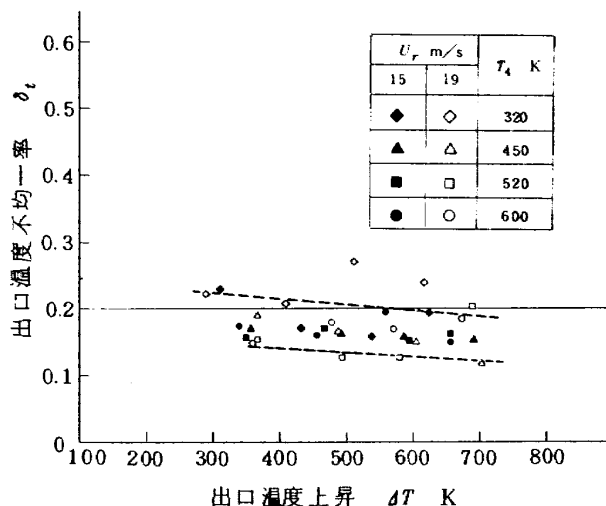


図 24 従来型4孔ライナの出口温度不均一率

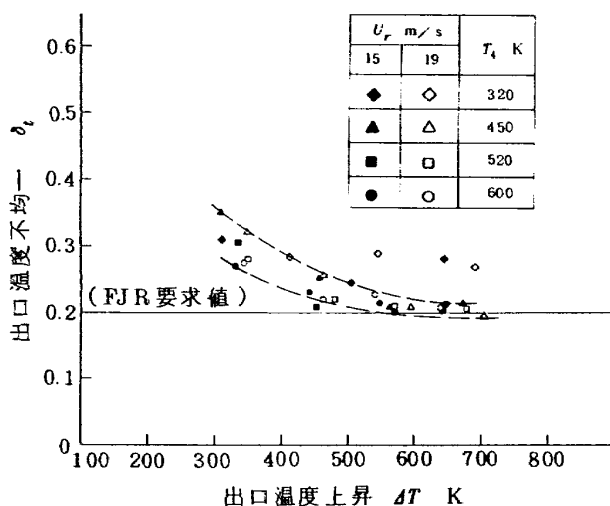


図 22 KA型改良ライナの出口温度不均一率 (F.N.1)

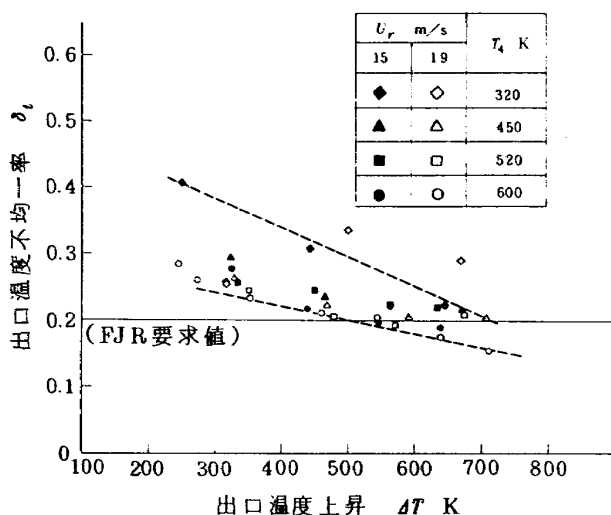


図 23 KA型改良ライナの出口温度不均一率 (F.N.2)

F.N.2 の値は 0.15~0.2, 従来型の値は 0.12~0.18 程度にある。エンジン側から要求される出口温度不均一率の値は, 出口温度分布を所要の分布に一致させたときのもので, 図21に示したように, 従来型のフラットに近い温度分布は, この条件を満足しない。そのため, KA型における出口温度分布形と不均一率の値の方が実機の要求条件を満足できると言える。

5.3.4 圧力損失特性

KA型の燃料ノズルの2種類及び従来型について, 入口出口温度比 T_5/T_4 に対する全圧損失係数の変化を図25~図27に示す。

いずれの場合も, 入口出口温度比の上昇に伴って全圧損失係数は増加する傾向を示し, 風速, 入口空気温度の依存性については明らかでない。

FJR710エンジンの設計点における許容値は, $T_5/T_4 = 2.03$ に対し $\phi = 45$ 程度である。この温度比に対して KA型F.N.1では $\phi = 37$, F.N.2で $\phi = 6.5$ の値を示し, 充分余裕がある。又, 従来型における $\phi = 36$ の値と同じ程度である。

なお, 以上示した全圧損失係数の算出にあたって, 今回の常圧試験では燃焼器出口の全圧を直接測定していないので, 大気圧を静圧とし, 出口平均温度と空気流量から出口動圧を計算し, これらの和を出口全圧として見積った。

5.4 KA01扇形改良ライナの排出特性

5.4.1 採取ガス濃度

燃焼器出口の排気ガス中の各成分濃度を測定するために用いたガス採用プローブは, 空冷で4点集合式のもので, その採用位置は, 図12に示したように, 燃料ノズルの中心を結んだ周上4箇所である。そのため, 半径方向

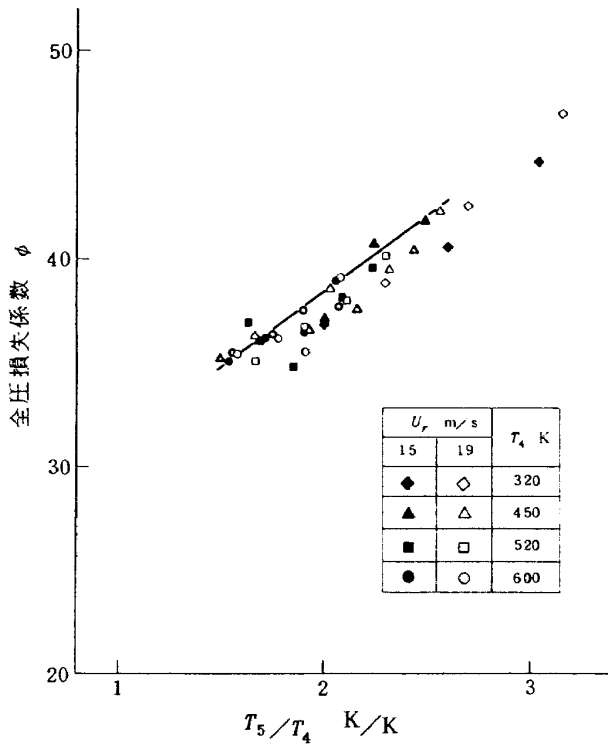


図 25 KA 型改良ライナの全圧損失係数 (F.N. 1)

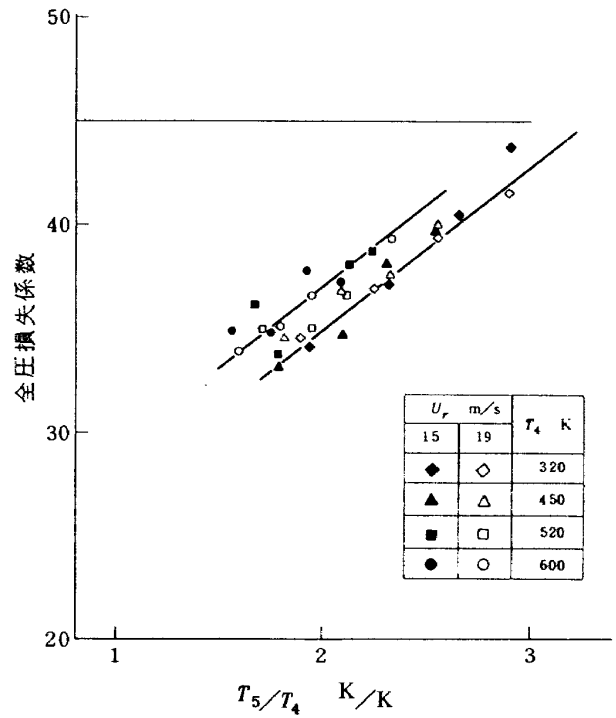


図 27 従来型 4 孔ライナの全圧損失係数

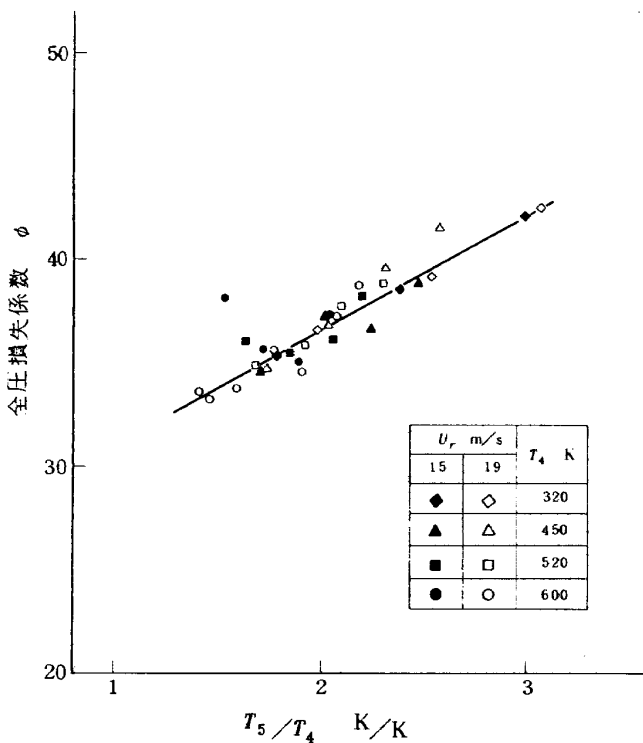


図 26 KA 型改良ライナの全圧損失係数 (F.N. 2)

に濃度分布があると、完全混合時の試料とみなすことは無理である。そこで、採取ガス中の成分から求めた空燃比 (n_g) と燃料及び空気の流量から求めた空燃比 (n) との比から、両者の燃料濃度の高低を比較したのが図 28 と図 29 である。

KA 型では、入口温度 320 K 付近で空燃比の低いときに、排気ガス中の燃料濃度は流量から求めたものより低く、その他の温度条件では、入口温度の上昇及び空燃比の減少に伴って多少高くなり、最大 +15% 程度になっている。

従来型では、排気ガスの燃料濃度は流量から算出したものより最大 +13% 程度高い値を示している。

この結果、今回の採取ガスは、燃焼器出口における平均サンプルとして考えることはできない。従って、以下に述べる内容は、燃焼器の入口条件による排気ガス中の各成分濃度の排出傾向をとらえたり、KA 型と従来型との排出濃度の差異を相対的に比較することにとどめたものである。

5.4.2 燃焼器出口の排出特性

入口空気温度 320, 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) の燃空比に対する排出濃度を、図 30 ~ 図 33 に示し、従来の圧力噴霧型燃焼器 (#10 ライナ相当) のデー

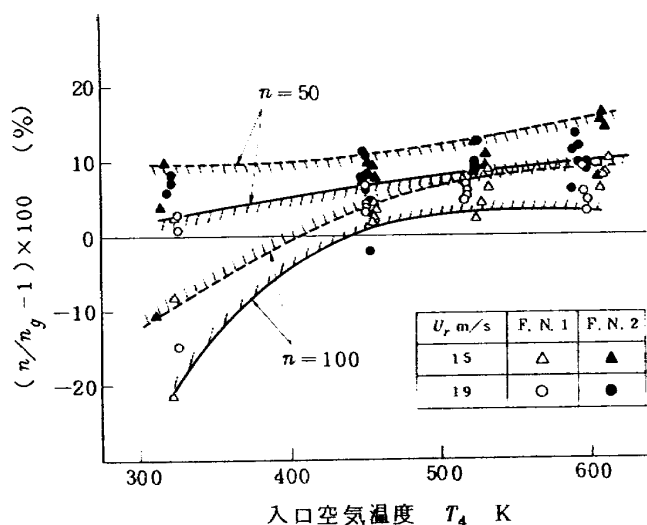


図 28 KA型モデルにおける排気ガス中の燃料濃度

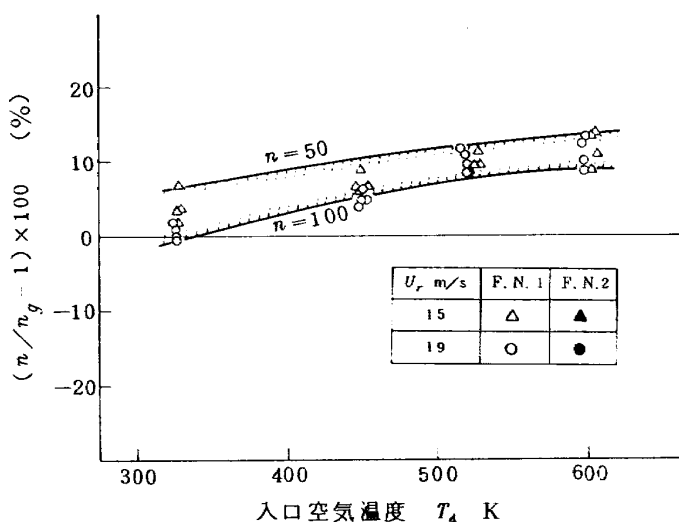


図 29 従来型モデルにおける排気ガス中の燃料濃度

とと比較してある。

これらの結果から全般的に言えることは、前報¹⁾と同様に、COとTHCの排出指数は、燃空比の増加、すなわち、燃料流量の増加に伴って減少し、この減少する勾配は、THCの方が大きく、逆に、NOxの排出指数は増加することである。又、入口空気温度が上昇していくと、COとTHCの濃度レベルは下がり、NOxの濃度レベルは上がる。

THCについては、KA型では燃料の霧化が気流効果に依存しているため、従来の圧力噴霧型に比べ風速の違いによる排出濃度の差ははっきり現われ、風速15m/sより19m/sの方が低い値を示している。特に、FJR710エンジンのアイドル条件の入口温度に相当する $T_4 = 450$ K以上でこの傾向が見られる。次に、燃料ノズルの相違については、入口温度が低くなるとTHCの排出

指数に差が現われ、メインノズルの噴孔径の小さいF.N.2の方が低い値を示している。これは、燃料のモーメントが大きく、燃料霧化室内で貫通距離が増し、気流霧化の効果が良好になるためと考えられる。なお、KA型のTHC排出濃度は、従来型のそれに比べ高い値を示しているが、これは、従来型の試験を燃料の霧化特性の良い条件で行ったためである。

COについて、KA型では風速の違いによる排出濃度の差異は、どの入口温度においてもほとんど現われていない。従来型では、19m/sに比べ15m/sの方が低い排出濃度を示しており、これは、燃焼領域内の滞留時間が長くなり、 $CO \rightarrow CO_2$ への反応が進むためである。KA型における燃料ノズルの違いによる差はほとんど現われていない。

NOxについて、KA型では風速の違いによる排出濃度の差は、入口空気温度が520, 600 Kになると現われ、19m/sより15m/sの方が高い値を示している。これは、燃焼領域の高温化とともに、そこでの滞留時間が長くなるためにNOx生成量が增大するものと考えられる。従来型では、燃空比に対するNOx E. I.の増加割合は、KA型に比べ小さく、又、風速の影響は、どの入口温度においても現われている。KA型における燃料ノズルの違いによる排出濃度の差はほとんどない。

5.4.3 燃焼不完全率とCO及びTHC排出濃度との関係

KA型と従来型の両方について、燃焼不完全率に対するCO及びTHCの排出指数を図34に示す。図中には、Lipfert⁴⁾が現用エンジン燃焼器に関し統計的に整理した排気データを示す。いずれも、同一の燃焼不完全率に対して、COの排出濃度はLipfertの統計データに比べ高く、THCの排出濃度は低くなっている。この差の開きについては、KA型に比べ従来型の方が大きくなっていることがわかる。

一般に、航空エンジン用燃焼器がCO及びTHCの排出に関する1979年以降のEPA規制値を満足させるためには、作動範囲内で99%以上の燃焼効率が要求される。不完全燃焼効率にして1%以下にすることであり、1%に相当するCO E. I.は約42(g/kg fuel)又、THC E. I.は約10(gCH₂/kg fuel)である。今回のデータから、上述の効率条件において、燃焼不完全率に寄与する割合はHCよりCO成分の方が大きく、また、COの排出濃度の減少に伴ってNOx排出濃度も高くなることからわかる。そのため、今後、低排出燃焼器へと発展させていく場合、COとNOxの両方の排出レベルを同時に低減できるか否かが1つの鍵となるだろう。(附図参照)

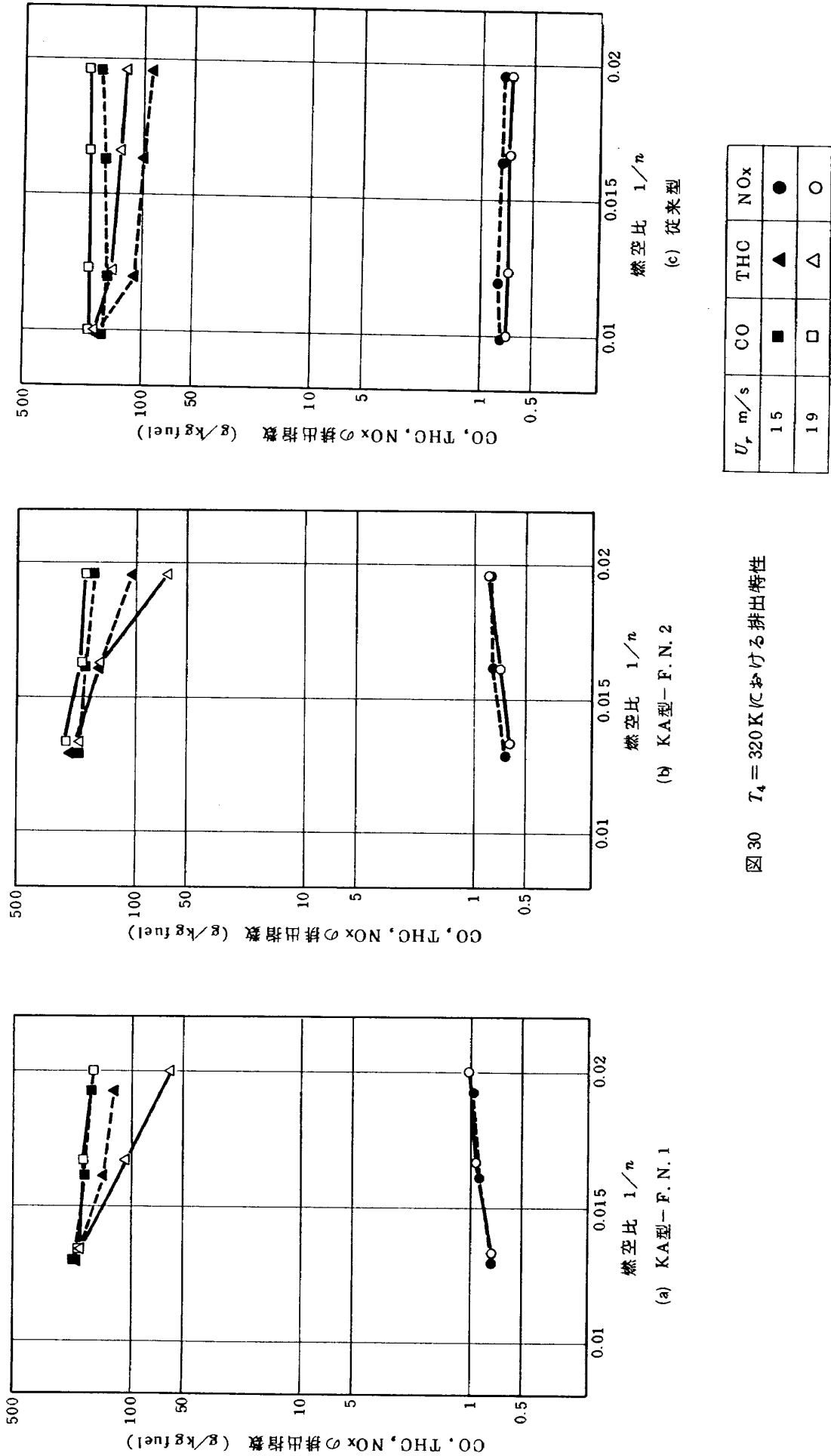


図 30 $T_4 = 320 K$ における排出特性

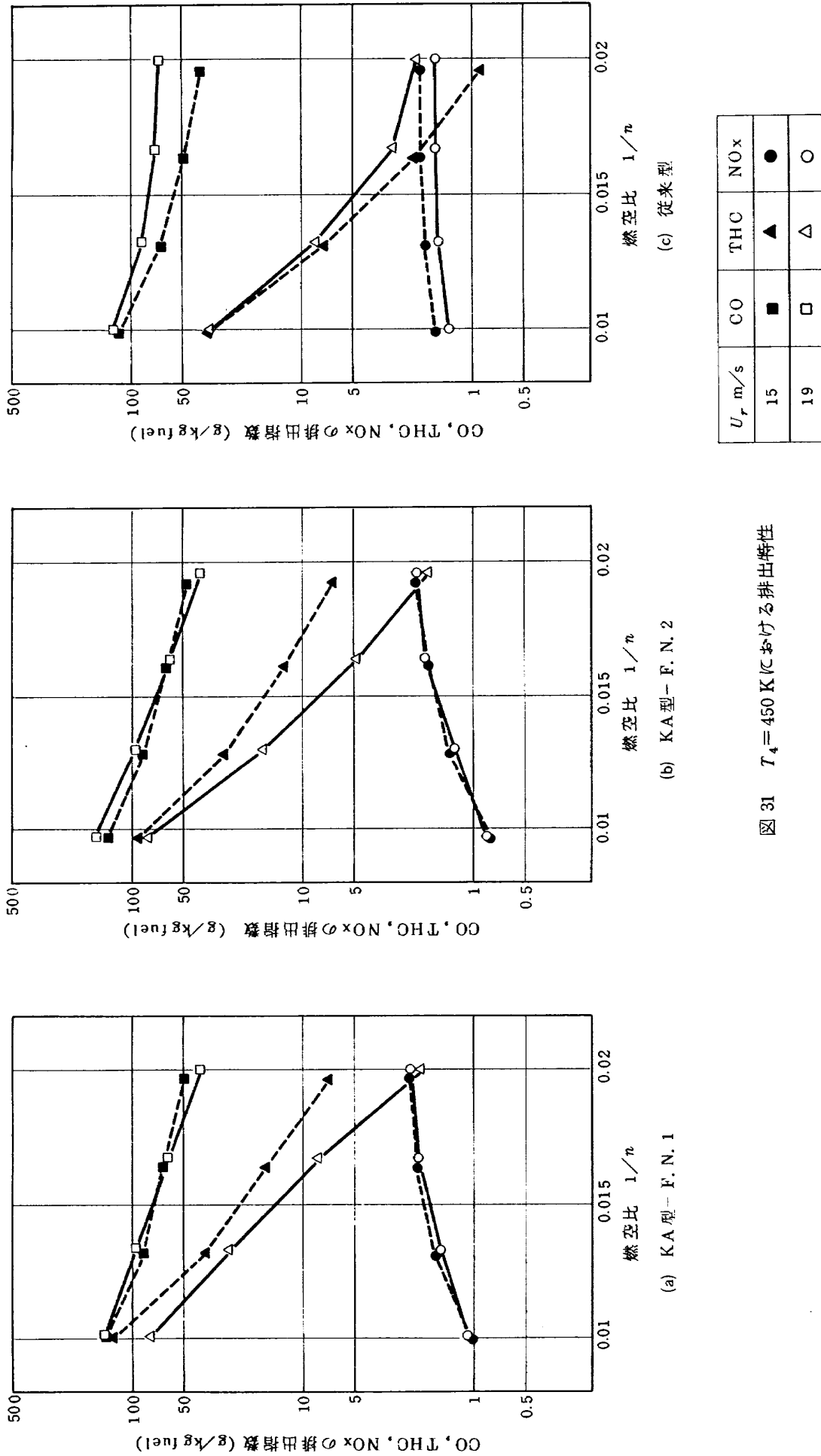


図 31 $T_4 = 450 \text{ K}$ における排出特性

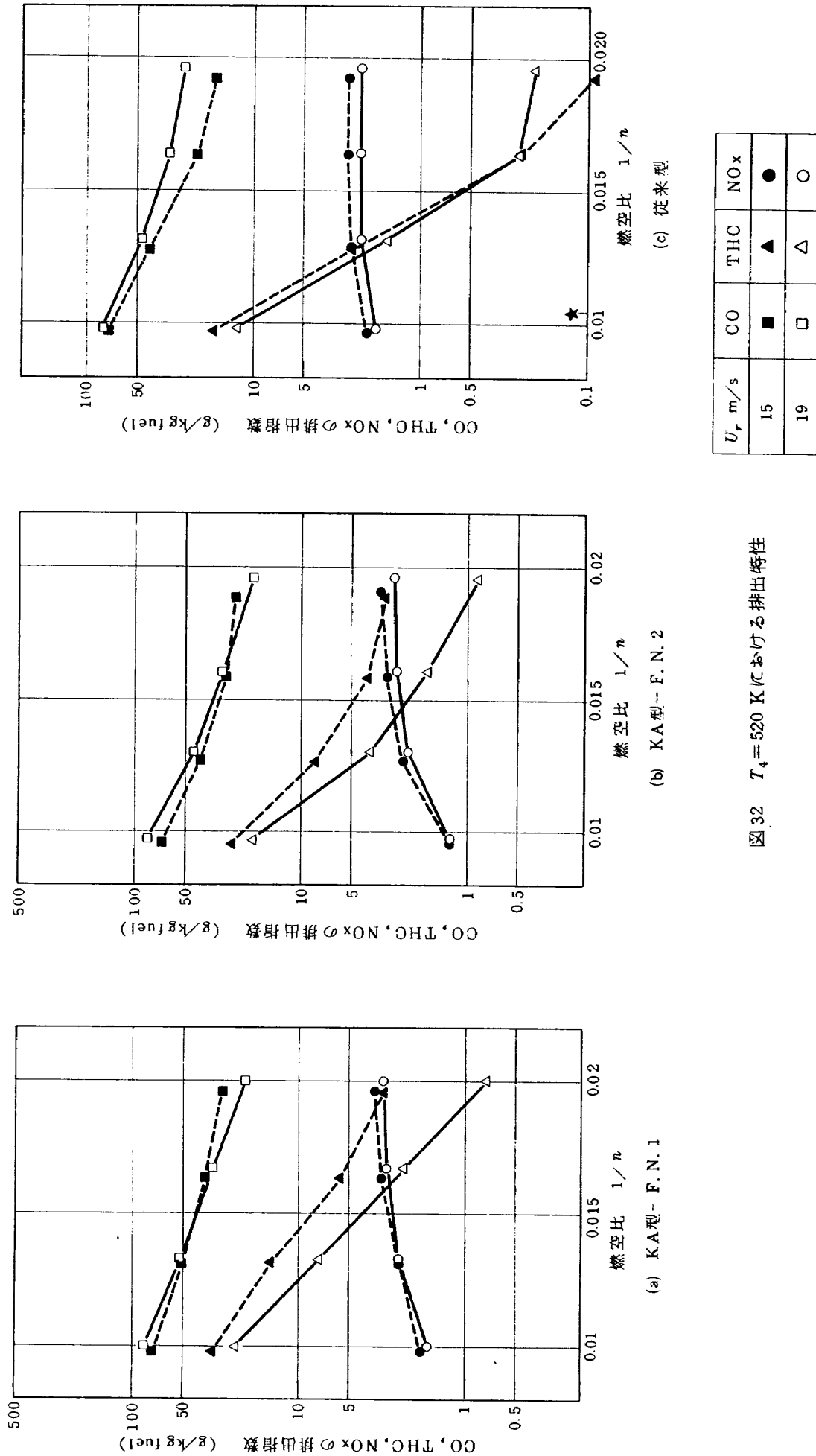


図 32 $T_4 = 520$ K における排出特性

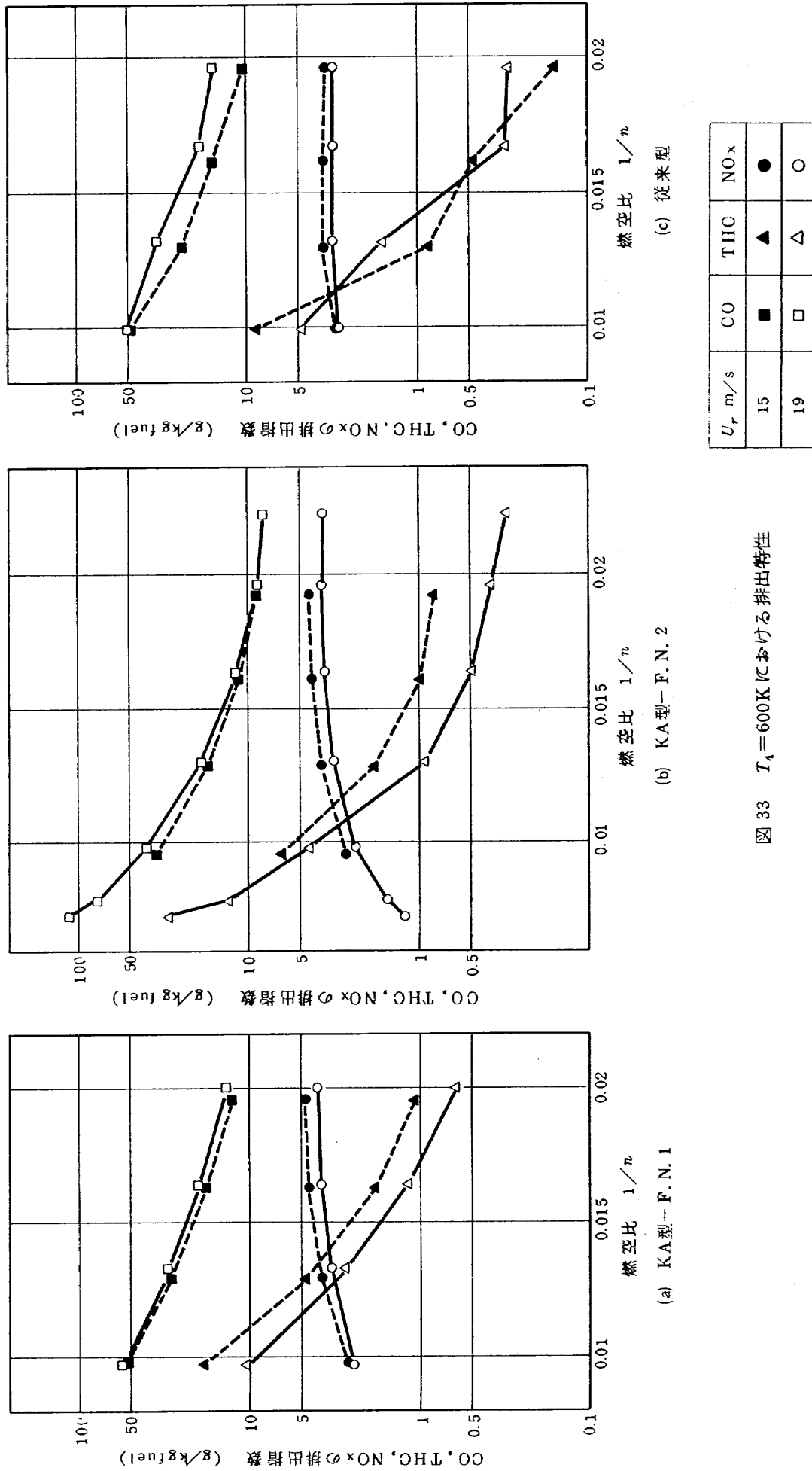


図 33 $T_4 = 600\text{K}$ における排出特性

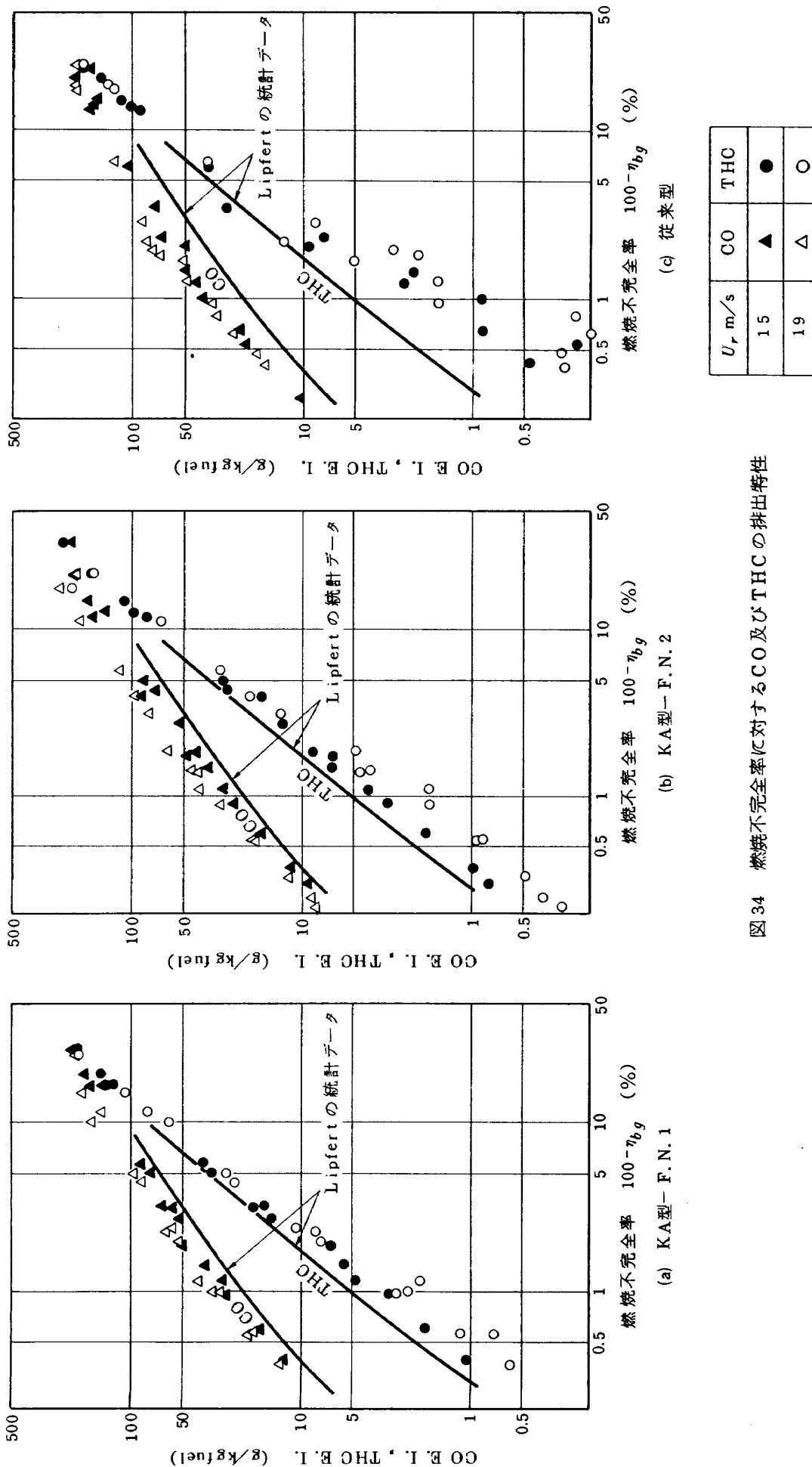


図 34 燃焼不完全率に対するCO及びTHCの排出特性

5.4.4 NO_x 排出濃度に及ぼす入口空気温度の効果
入口空気温度に対するNO_x の排出指数の変化を図35に示す。

入口温度 320 K 付近を除く 450 K 以上の範囲では、いずれも、入口温度の上昇に伴ってNO_x の排出指数は指数関数的に増加する傾向を示す。KA 型の場合、NO_x の排出濃度に及ぼす空燃比の影響は従来型に比べ大きい。そのため、巾広く分布していることがわかる。

次に、今回の常圧データを、FJR710 エンジンの作動線に沿った入口空気圧力で換算し、実機推定データとして図中の斜線部に示した。空燃比範囲は 50~100 である。この推定計算には、NASA の燃焼器開発⁵⁾で多く見られる次式を用いた。

$$\frac{(\text{NO}_x \text{ E. I.})_{\text{Eng}}}{(\text{NO}_x \text{ E. I.})_{\text{Rig}}} = \left(\frac{P_{4\text{Eng}}}{P_{4\text{Rig}}} \right)^{0.5}$$

この場合、入口空気温度は作動線上にあり、空気の湿度換算は行っていない。又、図中に示した Lipfert のデータは⁶⁾現用エンジンに関し統計整理した排気データである。実機推定データと Lipfert の統計データは、同程度の値になっている。

5.4.5 排気ガス中の NO/NO_x モル比

燃焼器出口における排気ガス中のNO_x 濃度に対するNO 濃度の割合、すなわち、NO/NO_x モル比をパラメータ $\phi_g \cdot \text{Exp}(T_4/288)$ で示すと図36になる。このパラメータの上昇に伴い、いずれも、NO/NO_x モル比は、一旦減少するが、その後 0.1 から 0.85 まで単調に増加する。KA 型では、パラメータの値が 1~2 の範囲で、風速 15 m/s に比べ 19 m/s の方が高い値を示している。従来型では、風速の違いによる差異はなく、1 つの線上に沿って増加する。

このパラメータの増加が空燃比の減少および入口空気温度の増加に対応することと、これまでの結果とを考えると、排気ガス中のNO_x 排出濃度の高い条件でNO_x 中のNO の占める割合が大きいことがわかる。

5.5 KA01扇形改良ライナの両吹き特性

KA 型燃焼器は、排煙低減を目的に燃料の気流微粒化による燃焼方式を採用しており、実機条件では、着火は圧力噴霧型のプライマリノズルを、アイドルから最大出力時までの間はメインノズルで作動するように考えている。その理由は、両吹きにすると、スワラ下流の再循環領域内の燃料濃度が過濃になり、高圧空気下では性能低下、排煙の増大につながる恐れがあるからである。実際は、プライマリ (P) からメイン (M) に燃料を切替えるときには、必ず両吹き (P+M) の状態になる。その

ため、両吹き時の燃焼性能及び排出特性を調べておくことが肝要である。そこで本試験では、入口空気温度 450、600 K のとき、図37に示すように、プライマリの燃料流量割合を変えて両吹きの特性を調べ、メインによる片吹きの場合と比較した。

燃焼効率、図38に示すように、両吹きにすると片吹きのときより低い値になり、入口空気温度 450 K の場合、空燃比が高いほど、その差は増加し、例えば、空燃比 100 のとき約 40% 低下し、又、入口温度 600 K では約 6% 低下することがわかる。この結果を図37の条件と考え合わせると、両吹きにおける燃焼効率の低下は、プライマリ燃料流量の割合を増すほど大きくなる傾向を示し、その割合が 50% 以内であれば、それほど大きな効率低下をきたさないことが推定できる。

各入口空気温度において、プライマリ燃料流量割合が 50% 以内にある空燃比 50 のときの出口温度の半径方向分布を図39に示す。両吹きと片吹きの分布形に差異は見られず、ほとんど同一の分布をしていることがわかった。

出口温度不均一率については、図40に示す。いずれも、出口温度上昇すなわち空燃比の減少に伴って不均一率の値は減少する。しかし、同一空燃比に対しては、片吹きに比べ両吹きのとき、不均一率の値が大きく、入口空気温度 600 K に比べ 450 K の方が、その差が大きい、言い換れば、両吹きにおけるプライマリ燃料流量の割合を増すほど出口温度不均一率の値は大きくなることわかる。

両吹きと片吹きの違いによる排出特性の比較は、図41と図42に示す。両吹きになると、片吹きの場合に比べCOとTHCの排出濃度が高くなり、特に、THCの増加する割合が大きい。このことは、先述の燃焼効率の低下によく対応している。逆に、NO_x の排出濃度は、両吹きにすると低くなる傾向を示した。

5.6 KA01扇形改良ライナの排煙濃度

原動機部高圧セクタ燃焼試験設備を用いて、KA01扇形模型の高圧燃焼試験を行い、排煙濃度の測定を行った。

試験条件としては、燃焼器入口空気圧力、空燃比をFJR710/20 エンジンの作動線にできるだけ合せた。この条件は、エンジンの高圧系回転数にして 10500~13500 rpm、エンジン推力にして 15~80% に相当する。入口空気温度は 568~648 K の範囲、最大断面風速 U_1 は 19 m/s 前後である。今回の試験条件とFJR710エンジンの作動線⁷⁾との関係を図43に示す。

排煙濃度は、スワラの後方と中間の2点において採取ガスをパッパッパで測定し、EPA規制に用いられているAIA数に換算した値で示した。排煙濃度の測定

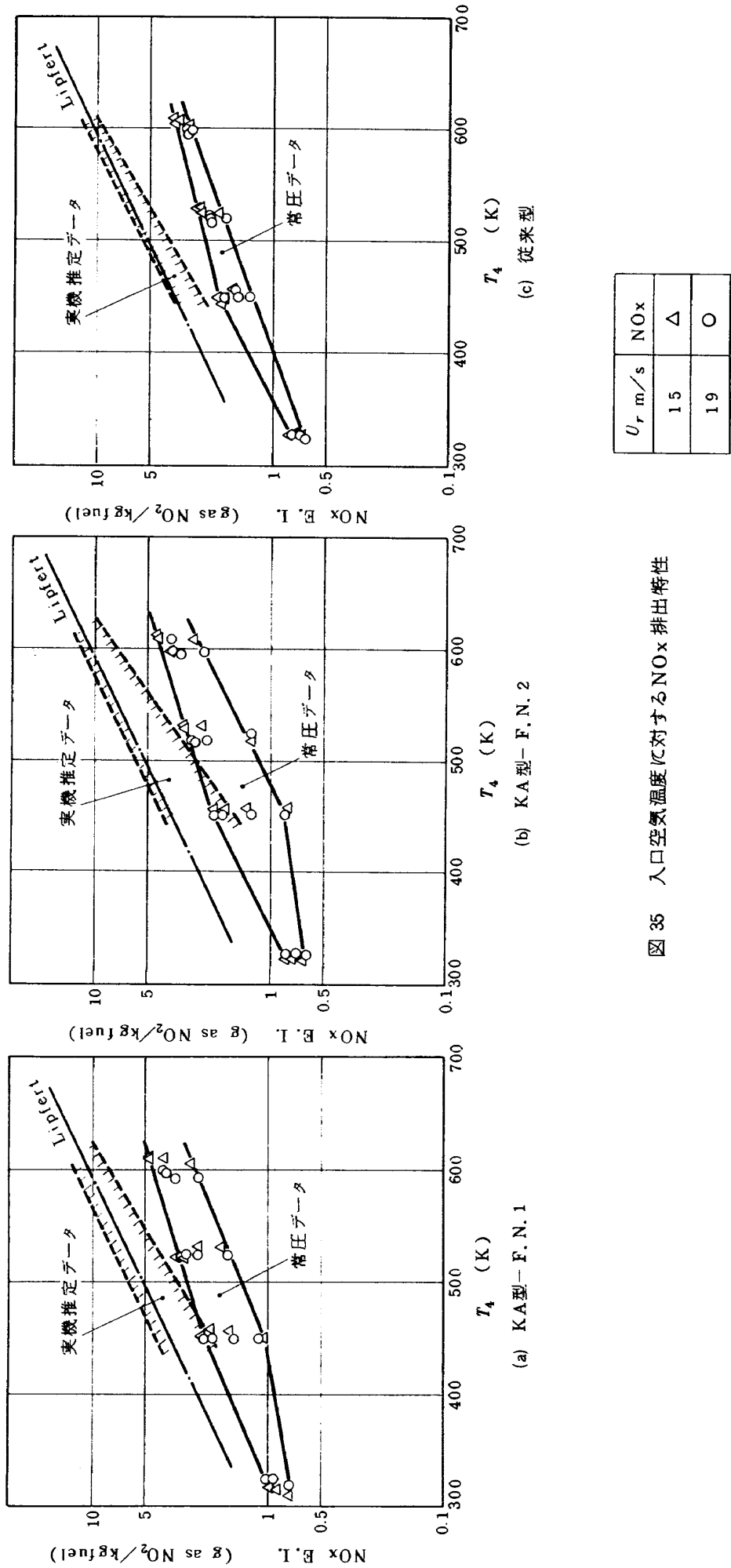


図 35 入口空気温度に対するNOx 排出特性

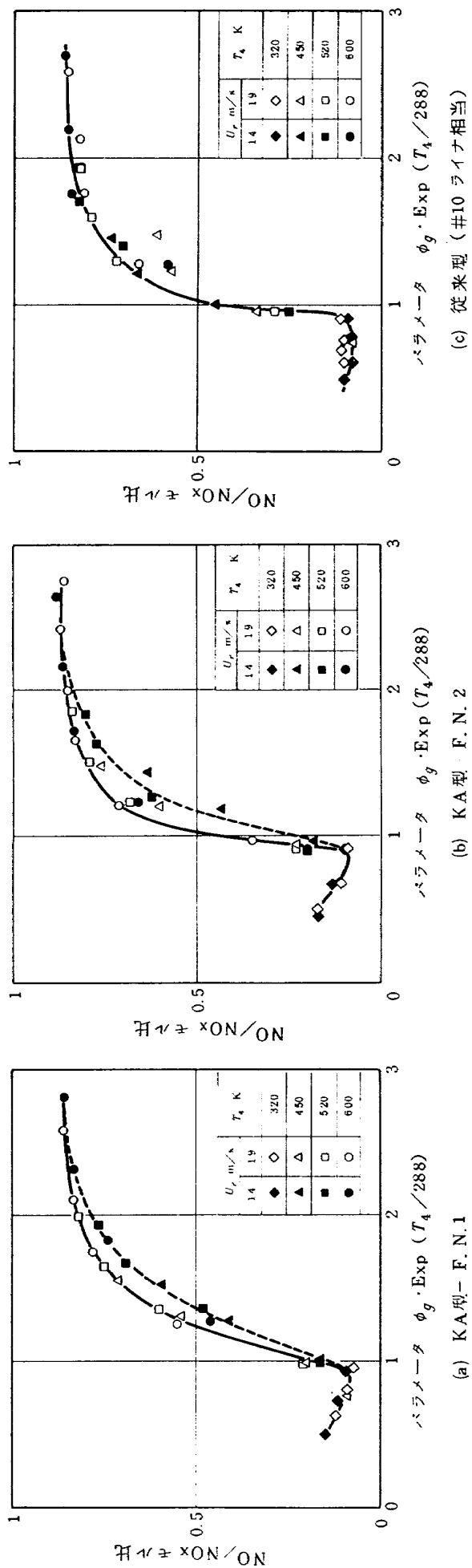


図 36 排気ガス中の NO/NOx モル比

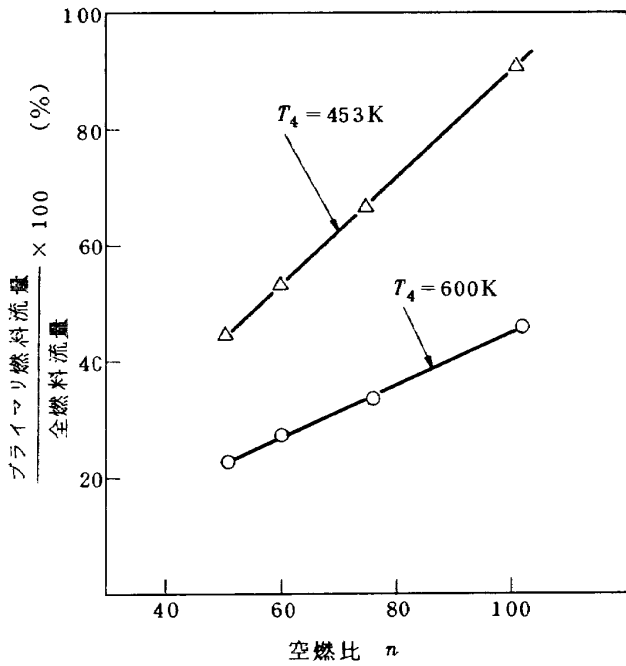


図 37 兩吹きにおける燃料流量割合

M	P+M	T_4 K	U_r m/s
△	▲	453	15
○	●	598	19

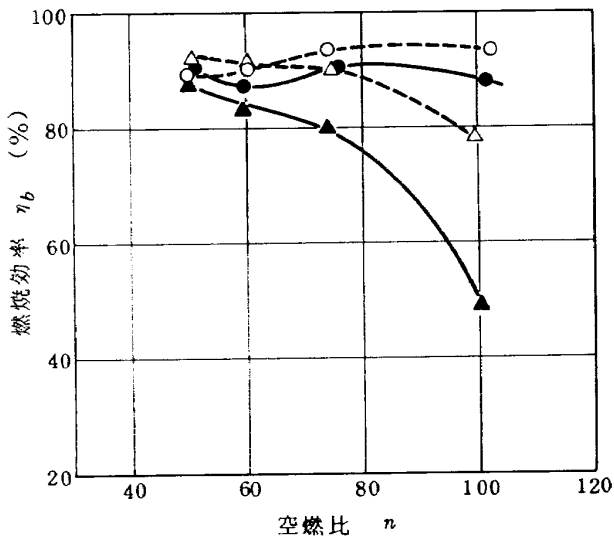


図 38 燃料の兩吹きにおける燃焼効率特性

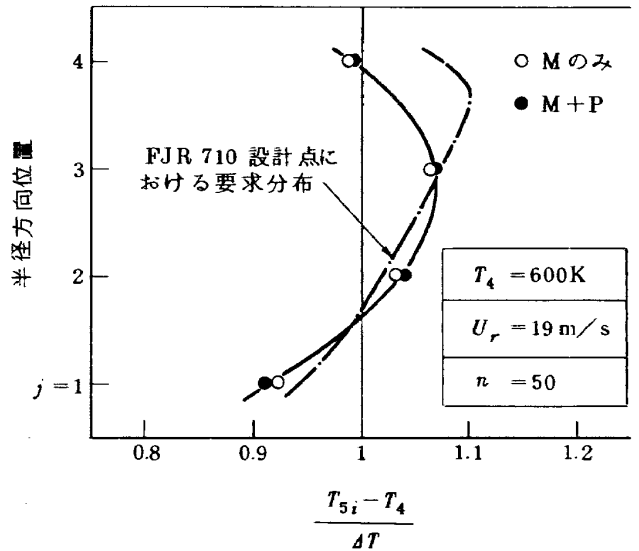
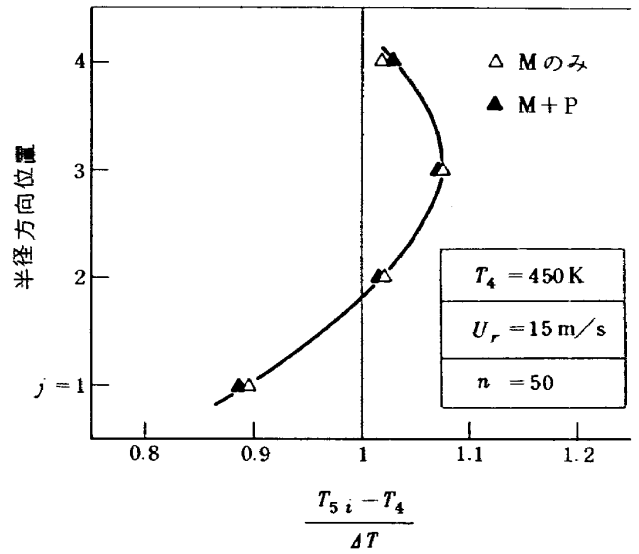


図 39 燃料の兩吹きにおける出口温度分布

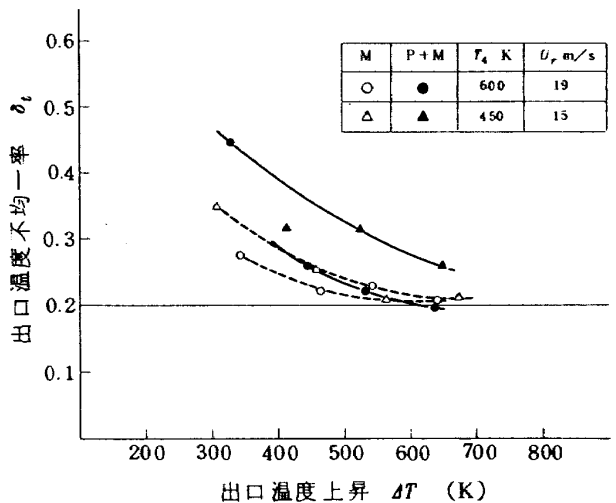


図 40 燃料の兩吹きにおける出口温度不均一率

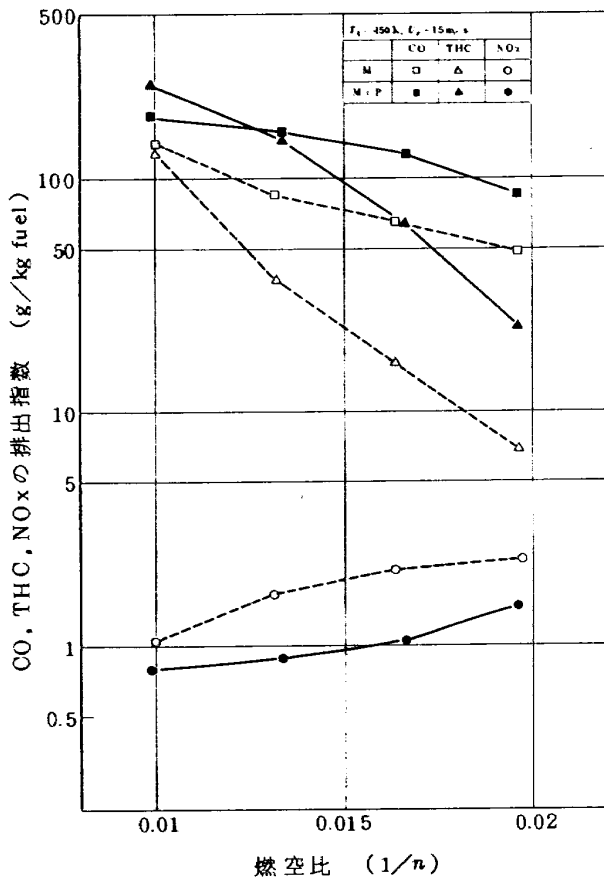


図 41 燃料の両吹きにおける排出特性

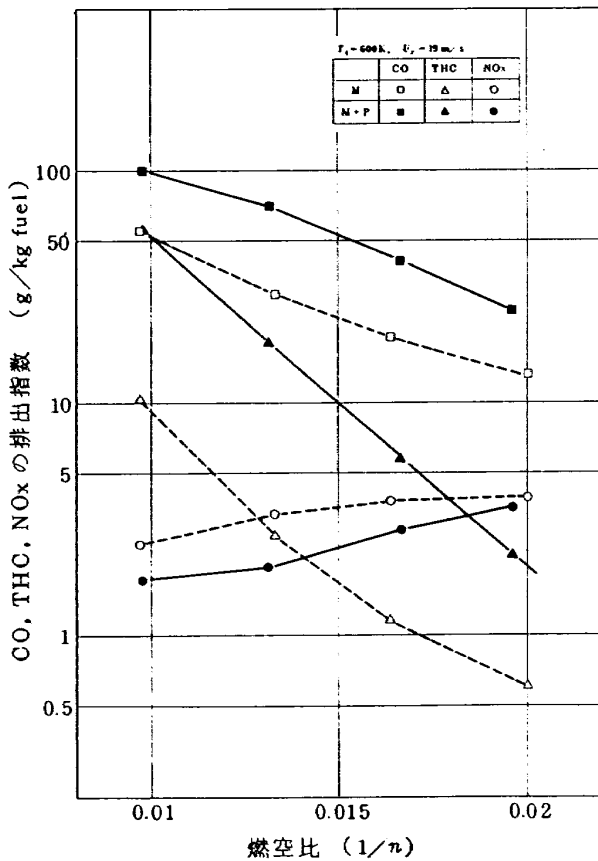


図 42 燃料の両吹きにおける排出特性

結果を図44に示す。

入口空気圧力の上昇に伴って、煙濃度は増加し、圧力 10 ata 以上になるとその勾配は小さくなる。図中に示した従来型燃焼器のデータに比べ、かなり低い値を示している。入口圧力 15 ata では、AIA 数 = 12 という低い値を示し、米国の EPA 規制値 (AIA 数 = 25) の 46 % に相当する。

スワラの後方と中間における煙濃度の差は、入口空気圧力 7 および 10 ata において見られ、スワラ中間の方が高い値を示している。又、入口空気圧力 10 ata において空燃比の依存性はなかった。

以上の結果から、KA01 燃焼器では、燃料霧化器により燃料と空気の混合促進を図っているため、従来の圧力

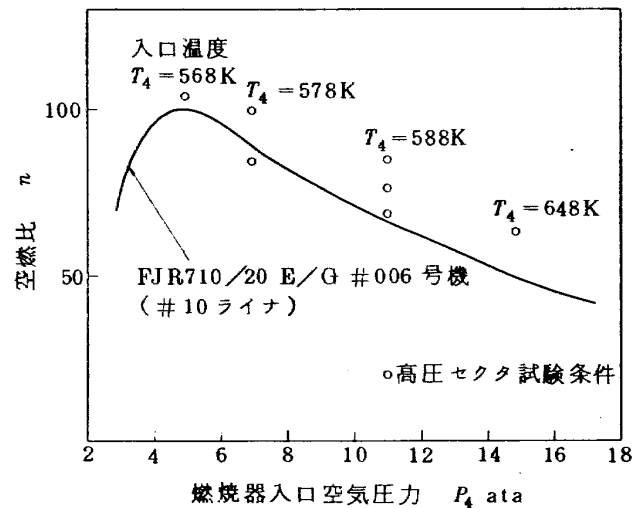


図 43 高圧セクタ試験条件

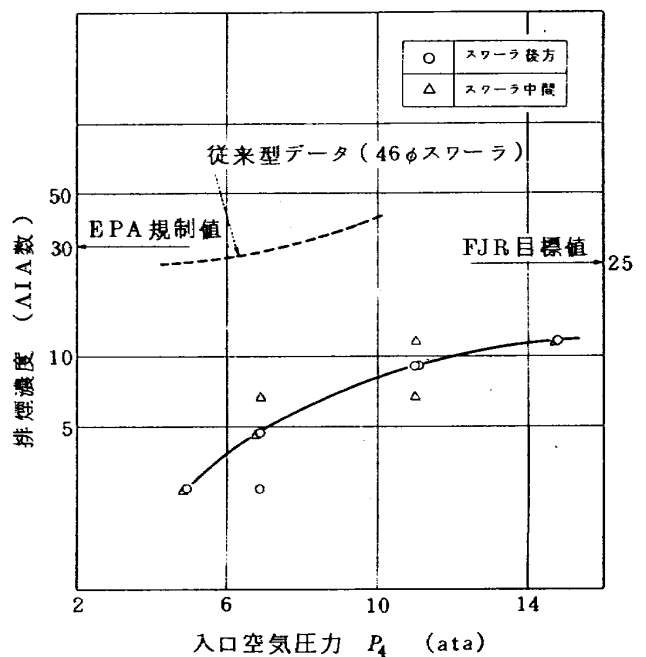


図 44 KA01 扇形模型の排煙濃度

噴霧型よりも低い排煙濃度を示し、FJR 710エンジンの排煙低減に大きく貢献することが期待できる。

5.7 燃料霧化器による着火試験

KA型燃料霧化器をFJRエンジン燃焼器に適用する場合の着火には、圧力噴霧式のプライマリノズルを用い、着火後、メインノズルから燃料を供給し気流霧化の効果を発揮するため、IdleからTake-offまでの作動範囲ではプライマリノズルからの燃料供給を遮断した状態にする。この操作はエンジン運転中に行われるため、プライマリ及びメインの両吹き時の燃焼効率の低下、プライマリ流路内における燃料の炭化などの問題を生じ不都合をきたすことがある。

そこで、プライマリ燃料の供給方法をメインと同様の気流霧化型にし、メインおよびプライマリノズルの燃料流量調整にも従来の圧力噴霧型のものを採用できるようにすることが好ましい。又、圧力噴霧ノズルに比べると構造及び製作が容易になり、多孔ノズルのため目詰り、変形が生じて燃焼性能に重大な影響を及ぼさない長所を有している。

この試験に用いたプライマリノズルは、F.N.3を改造して噴孔径0.2φmm、噴孔数5個の多孔ノズルとし、燃料を霧化室内の気流中に放射状に噴射する状態で、気流型プライマリノズルの着火性能を、常圧・常温下で調べた。又、燃料霧化器出口の一次スワラの内径側に、スワラの流れの拡がり大きく、かつ、気流微粒化を促進するための制限リング(径26φmm)を取付けたときの効果も調べた。なお、着火装置はJR100用のもの(スパークエネルギー約1ジュール)である。

図45に、燃料霧化器、一次スワラ、点火栓の位置関

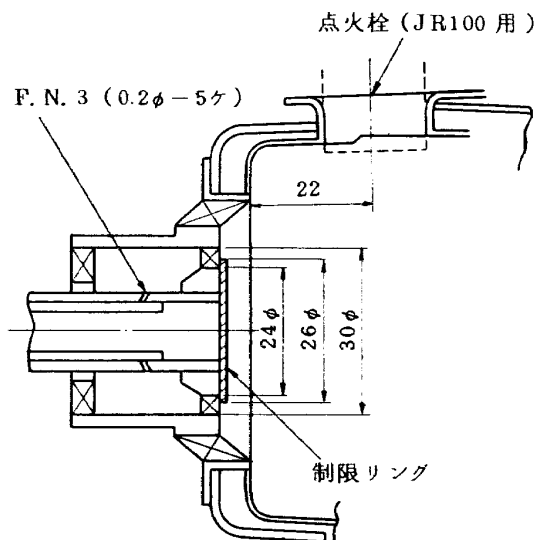


図45 着火試験用燃料霧化器

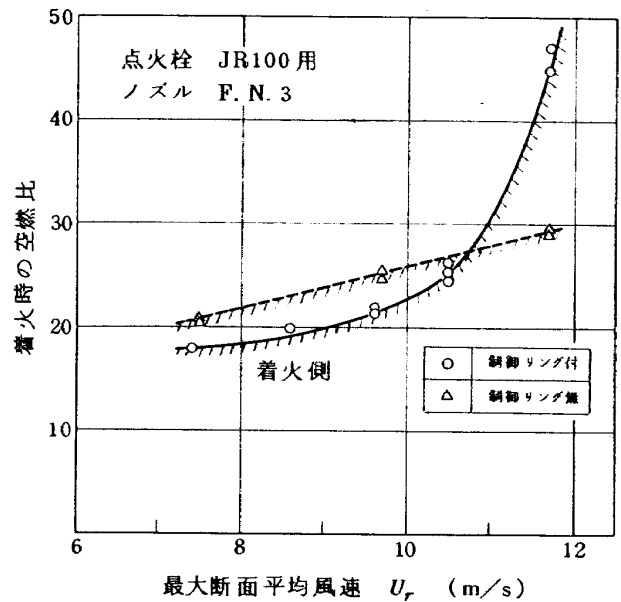


図46 KA型燃料霧化器の着火特性

係を示す。

最大断面平均風速 $U_r = 7 \sim 12 \text{ m/s}$ の範囲で行った着火試験の結果を図46に示す。参考のため、FJR710/20エンジンの着火風速は、設計上、 $U_r = 11.5 \text{ m/s}$ である。

制限リングの有無の両方について比較すると、風速 $U_r = 7 \sim 10.5 \text{ m/s}$ における着火空燃比は、ほぼ18~27の範囲にあり、それ以上の風速になると制限リング有の方は、一次スワラ出口の噴出流速が増加するため気流微粒化が良好で、着火空燃比は高くなる。着火時の火炎観察によると、制限リング無の場合、霧化器出口の一次スワラから5本の火炎のスジが発生し、周方向の均一な混合気形成がなされていないことがわかった。

以上の結果、燃料霧化器に多孔ノズル形式の着火用プライマリノズルを適用し、二段構えの気流微粒化方式の燃料供給法は適用できる見込みはあるが、実用化に際しては、さらに燃料霧化器の改良設計ならびに実験を必要とする。

6. まとめ

前報¹⁾に示したKA型燃焼器の箱形模型の成果を基に、環状燃焼器を $3/16$ 分割した扇形模型を設計・試作し、性能面での改良試験を行ってKA型環状燃焼器に発展できる改良ラインを選定した。これらに関する一連の常圧及び高圧試験の結果をまとめると、次の事柄が判明した。

(1) KA01ラインの基本形における燃焼状況から判断すると、KA型燃焼器では、良好な火炎安定性を得ること、かつ、燃焼領域の短縮化が達成できることがわかった。

(2) この基本形において、その性能低下をきたさないように、遷熱板の焼損を防止するための適当な冷却孔及び出口温度分布を改善するためのライナ冷却空気孔を設けることができた。

(3) 燃料霧化器用のスワラと保炎用の46φスワラとの旋回方向を逆にした二重逆旋回流の効果については、保炎性能の低下、振動燃焼あるいは不安定燃焼を伴うため、良好な結果を得ることができなかつた。

(4) KA型改良ライナについてメインノズルの噴孔径の異なる2種類の燃料ノズルF.N.1とF.N.2を用いたときの性能試験の結果と従来型ライナの結果について比較検討した。

(i) KA型の燃焼効率は、常温の場合、風速、空燃比に大きく依存するが、入口空気温度450K以上では小さくなり、F.N.1に比べF.N.2の方が高い値を示す。特に、高空燃比側では、風速の高い方が高い燃焼効率の値を得る。

(ii) 出口温度半径方向分布については、空燃比50の条件で、風速の違いによる分布形の差異はなく、入口空気温度の上昇に伴ってタービン翼端側の温度はさがり、タービン翼根側の温度があがる傾向を示した。従来形に比べ、KA型の温度分布は、実機のタービン側要求分布に近いことがわかった。

(iii) 出口温度不均一率は、入口空気温度の上昇、空燃比の減少に伴って低くなる。実機の設計点に相当する出口温度上昇では、KA型の出口温度不均一率は、F.N.1で0.2~0.27、F.N.2で0.15~0.2の範囲の値を示した。

(iv) KA型の全圧損失係数は、実機の設計点に相当する入口出口温度比で $\phi=37$ 程度の値を示し、設計点の許容値45に比べ大分小さい。また、従来型の値と同程度である。

(5) KA型改良ライナについて2種類の燃料ノズルを用いたときの排出特性と従来型の排出特性を調べた。

(i) 一酸化炭素(CO)及び未燃焼炭化水素(THC)の排出濃度は、空燃比の減少と入口空気温度の増加に伴って減少する傾向を示した。KA型燃焼器では、燃料の気流霧化を採用しているため、風速に増加に伴うTHC排出濃度の減少が著しく、入口空気温度の低いときは、F.N.1の方が低い濃度を示す。CO排出濃度に及ぼす風速の影響は現われなかつた。

(ii) 窒素酸化物(NO_x)の排出濃度は、入口空気温度が450K以上のとき、入口温度の上昇に伴って指数関数的に増加する。入口温度520K以上では、風速の低いとき高い排出濃度を示す。空燃比の依存性は、

従来型より高い。

(iii) 排気ガス中のNO/NO_xモル比は、パラメータ

$$\phi_g \cdot \text{Exp}\left(\frac{T_4}{288}\right)$$

に伴って、一旦減少するが、その後0.1~0.85まで単調に増加する。KA型では、パラメータの値1~2の範囲で、風速の違いによるNO/NO_xモル比の差異があつた。従来型では、風速の影響は現われなかつた。

(6) KA型燃焼器における燃料の両吹き特性について入口空気温度450K、600Kで、プライマリノズルの燃料流量割合を変えて調べた結果、燃料の両吹きは、メインノズルのみの片吹きに比べ燃焼効率を低下させ、出口温度不均一率の値を大きくすることがわかった。また、両吹きは、CO及びTHCの排出濃度を増加させた。

(7) KA型燃焼器の高圧セクタ試験結果により、排煙濃度は、入口空気圧力の上昇に伴って増加するが、入口圧力15ataの条件で、AIA数にして12という低い値を示した。これより、従来型に比べ大巾に低減していることがわかった。

(8) KA型の燃料霧化器による着火性能を調べたところ、将来、気流霧化による着火方法を適用できることがわかった。

以上の結果、FJR710用高圧燃焼器と同スケールのKA型環状燃焼器を設計・試作する上に必要な設計資料を得ることができた。

参考文献および資料

- 1) 江口邦久・石井浅五郎・鈴木邦男：航空用気流微粒化燃焼器の研究開発(I.箱形燃焼器の要素特性)、航技研資料TM-378(1979-1)
- 2) 鈴木邦男・石井浅五郎：高圧燃焼器の研究(IV)ーアニューラ型燃焼器模型(呼称CC20-2)の実験結果一、航技研資料TM-292(1976-2)
- 3) 鈴木邦男・石井浅五郎：高圧燃焼器の研究(VI)実機装着形ライナの燃焼実験結果、航技研資料TM-318(1976-10)
- 4) F. W. Lipfert; Correlation of Gas Turbine Emission Data, ASME Paper 72-GT-60.
- 5) R. Roberts, et al; Low Pollution Combustor Design for CTOL Engine Results of Experimental Clean Combustor Program, AIAA Paper No. 76-762.
- 6) Aircraft Technology Assessment; Status of the Gas Turbine Program, U. S. EPA, December 1976.

- 7) 田頭 健他：FJR 710/20 E/G 運転時燃焼器関係
データ整理（6号機初回運転，組込みライナ#10ラ
イナ），報告書（1976-1）
- 8) K. Suzuki, A. Ishii, et al; Design and Develop-
ment of a High-Pressure Combustor for Aero-
Gas-Turbines, ASME Paper No. 77-GT-96.

付録A

附表1～4に、当研究所原動機1号館にある扇形燃焼器模型の常圧試験装置で行ったKA型燃焼器及び従来型燃焼器（#10ライナ相当）に関する要素試験データを示

す。

附表5に、高圧セクタ燃焼試験装置で行ったKA型燃焼器の排煙測定に関する要素試験データを示す。

附表 1 KA01 扇形模型の常圧燃焼試験結果

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_r	T_5/T_4	ϕ	n	η_b %	備	考
76022501	1.126	0.424	0.0057	19.10	484	954	470	0.313	1.971	41.80	74.1	92.3	基本形, F.N.1	
2	1.140	0.423	0.0086	18.84	485	1238	753	0.246	2.554	46.33	49.0	102.0		
3	1.218	0.675	0.0090	18.93	326	811	485	0.429	2.486	51.69	75.1	92.6		
4	1.248	0.675	0.0134	18.30	323	1072	749	0.342	3.319	57.92	50.3	100.1		
76022701	1.132	0.433	0.0043	19.07	477	802	336	0.285	1.683	41.49	100.4	84.5	改 I, F.N.1	
2	1.130	0.432	0.0057	19.14	478	968	491	0.233	2.028	36.69	75.5	98.1		
3	1.139	0.432	0.0072	19.34	487	1105	618	0.224	2.268	39.49	60.1	100.6		
4	1.151	0.431	0.0086	18.83	480	1201	721	0.210	2.502	46.82	50.4	100.1		
5	1.115	0.354	0.0034	19.10	574	990	416	0.249	1.724	40.38	104.7	116.0		
6	1.116	0.354	0.0046	19.03	573	1028	455	0.227	1.793	40.74	76.2	93.8		
7	1.122	0.354	0.0059	18.99	575	1149	574	0.215	1.999	43.65	60.1	95.4		
8	1.126	0.354	0.0071	18.95	576	1261	685	0.196	2.188	45.13	50.1	96.2		
9	1.199	0.668	0.0067	20.01	343	593	250	0.374	1.729	45.28	99.6	61.7		
10	1.198	0.664	0.0072	19.53	337	633	296	0.264	1.880	45.24	92.4	68.1		
11	1.215	0.667	0.0090	19.26	335	800	465	0.251	2.388	47.46	74.2	87.9		
12	1.251	0.666	0.0134	18.63	334	1074	740	0.245	3.213	56.18	49.8	97.9		
76030901	1.184	0.681	0.0090	19.09	317	797	480	0.583	2.514	39.99	75.5	91.9	改 D, F.N.1	
2	1.195	0.671	0.0112	18.76	319	946	627	0.458	2.193	41.95	59.9	97.5		
3	1.211	0.673	0.0134	18.69	321	1068	747	0.448	3.326	44.66	50.1	99.3		
4	1.117	0.428	0.0070	19.42	484	1057	573	0.329	2.183	38.03	60.9	94.1		
5	1.124	0.428	0.0086	19.12	480	1184	704	0.329	2.465	40.72	49.8	96.3		
6	1.113	0.427	0.0057	19.23	479	944	465	0.333	1.970	38.27	74.6	91.8		
7	1.106	0.426	0.0043	19.48	483	811	328	0.408	1.679	36.01	99.0	84.2		
8	1.090	0.351	0.0047	19.42	576	1024	448	0.333	1.777	33.85	74.5	90.5		
9	1.094	0.351	0.0059	19.51	581	1136	555	0.313	1.954	35.04	59.4	91.1		
10	1.101	0.351	0.0071	19.40	581	1231	650	0.288	2.119	39.24	49.5	90.5		
11	1.093	0.350	0.0028	19.48	580	968	388	0.361	1.669	37.21	126.8	130.3		
12	1.178	0.662	0.0067	20.19	343	704	361	0.463	2.051	40.67	98.3	88.8		
76031001	1.124	0.430	0.0086	18.70	467	1088	621	0.249	2.329	38.38	50.0	84.5	改 III - 1, F.N.1	
2	1.118	0.429	0.0072	19.16	477	985	508	0.308	2.064	35.77	59.7	81.2		
3	1.106	0.433	0.0043	19.65	479	672	193	1.009	1.404	32.87	100.5	49.9		
4	1.103	0.357	0.0071	19.60	579	1155	576	0.306	1.994	34.90	50.3	80.9		
5	1.097	0.363	0.0032	20.18	583	921	338	0.362	1.579	32.09	113.1	101.3		
6	1.100	0.356	0.0059	19.60	578	1060	482	0.326	1.833	34.27	60.4	80.0		
7	1.213	0.666	0.0134	19.34	336	970	634	0.295	2.886	45.39	49.7	82.9		
8	1.199	0.672	0.0112	19.45	331	817	486	0.413	2.466	43.18	59.9	74.7		

附表2 KA01扇形模型の常圧燃焼試験結果(改III-2, F.N.1)

試験番号	P_4 ata	w_e 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	n	η_b %	L_b kcal/m ³ h atm	CO E.I. CO ₂ /kg fuel	THC E.I. CH ₂ /kg fuel	NO _x E.I. NO ₂ /kg fuel
76031602	1.062	0.4702	0.0061	14.5	311	622	311	0.307	2.00	36.8	77	59.0		215.62	210.44	0.75
3	1.074	0.4721	0.0077	14.5	315	820	505	0.242	2.60	40.5	62	79.2		185.95	146.38	0.87
4	1.085	0.4744	0.0092	14.6	318	966	648	0.281	3.04	44.6	52	87.3		168.60	124.89	0.95
6	1.086	0.6011	0.0080	18.5	319	731	412	0.284	2.29	38.8	75	77.5		207.36	199.37	0.75
7	1.102	0.6002	0.0100	18.4	322	869	546	0.291	2.69	42.5	60	84.1		186.69	105.33	0.93
8	1.120	0.6041	0.0120	18.2	322	1016	693	0.270	3.15	46.9	50	91.9		166.84	58.07	1.02
9	1.052	0.3308	0.0033	14.8	450	759	309	0.353	1.69	36.0	100	78.3		140.40	129.96	1.03
10	1.056	0.3336	0.0044	15.1	456	916	460	0.255	2.01	37.0	76	90.9		84.78	36.78	1.65
11	1.062	0.3340	0.0055	15.1	458	1024	566	0.209	2.24	40.7	61	91.5		64.25	16.10	2.10
12	1.064	0.3329	0.0066	14.9	453	1129	676	0.213	2.49	41.8	51	92.5		48.23	6.84	2.31
13	1.062	0.4243	0.0043	18.8	449	796	347	0.323	1.77	36.3	99	87.2		143.24	77.27	1.09
14	1.068	0.4254	0.0057	18.7	449	913	464	0.257	2.03	38.5	75	90.2		93.62	26.86	1.57
15	1.074	0.4250	0.0071	18.7	450	1046	596	0.213	2.32	39.5	60	94.4		60.63	7.99	2.07
16	1.081	0.4262	0.0085	18.0	450	1154	704	0.197	2.56	42.3	50	95.6		39.58	1.96	2.27
17	1.051	0.2830	0.0028	15.0	531	866	335	0.305	1.63	36.9	102	88.2		75.50	32.53	1.82
18	1.051	0.2843	0.0037	15.1	532	985	453	0.206	1.85	34.7	76	91.5		50.65	14.40	2.46
19	1.055	0.2837	0.0047	14.7	523	1094	571	0.200	2.09	38.1	61	93.4		35.99	5.55	3.09
20	1.057	0.2836	0.0056	14.7	523	1167	644	0.204	2.23	39.5	51	90.1		27.43	3.00	3.31
21	1.056	0.3620	0.0036	18.8	523	874	351	0.281	1.67	35.0	100	91.2		83.42	23.82	1.67
22	1.060	0.3610	0.0048	18.7	524	1003	479	0.219	1.91	36.7	75	95.7		50.43	7.46	2.48
23	1.064	0.3594	0.0060	18.6	524	1093	569	0.202	2.09	38.0	60	92.3		32.57	2.30	2.94
24	1.069	0.3632	0.0073	18.6	523	1200	677	0.210	2.30	40.1	50	93.2		20.42	0.72	3.04
25	1.048	0.2551	0.0025	15.5	606	935	329	0.267	1.54	35.0	102	88.6		52.81	18.41	2.67
26	1.050	0.2554	0.0033	15.6	611	1052	441	0.229	1.72	36.1	77	91.0		28.71	4.72	3.78
27	1.051	0.2541	0.0042	15.4	609	1157	548	0.212	1.90	36.5	61	91.3		17.30	1.85	4.43
28	1.054	0.2535	0.0050	15.4	610	1256	646	0.212	2.06	38.9	51	91.5		12.34	1.04	4.58
29	1.053	0.3232	0.0031	19.1	593	938	345	0.275	1.58	35.4	103	93.3		55.31	10.04	2.42
30	1.056	0.3220	0.0043	18.9	592	1056	464	0.220	1.78	36.1	75	94.0		29.40	2.72	3.29
31	1.057	0.3202	0.0053	19.0	597	1140	543	0.227	1.91	35.5	61	90.1		18.97	1.15	3.75
32	1.062	0.3196	0.0064	18.9	599	1240	641	0.208	2.07	39.0	50	89.4		12.93	0.59	3.87
33	1.053	0.3260	0.0032	19.2	592	921	329	0.448	1.56	35.4	102	88.1		100.17	55.95	1.73
34	1.056	0.3232	0.0043	18.9	590	1035	445	0.261	1.75	36.3	75	90.3		70.01	18.24	1.98

附表 3 KA 01 扇形模型の常圧燃焼試験結果 (改Ⅲ-2, F.N.1)

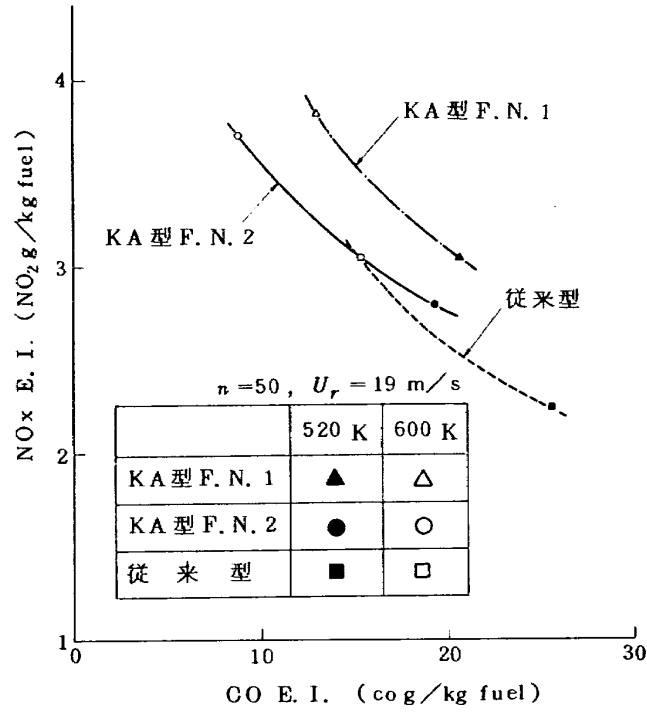
試験番号	P_4 ata	w_0 kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_4 K	T_5 K	ΔT K	θ_1	T_5/T_4	ϕ	n	η_b %	L_b kcal/m ³ ·h·atm	CO E.I. CO ₂ /kg fuel	THC E.I. CH ₂ /kg fuel	NO _x E.I. NO ₂ /kg fuel
76040202	1.056	0.4671	0.0060	14.9	322	572	250	0.403	1.78	35.3	78	48.2		218.02	242.71	0.65
3	1.069	0.4752	0.0077	15.1	323	767	444	0.306	2.38	38.5	62	69.5		202.25	165.40	0.76
4	1.080	0.4722	0.0092	14.8	324	969	645	0.223	2.99	42.0	51	86.7		175.77	106.00	0.80
6	1.076	0.6069	0.0081	19.3	326	642	316	0.257	1.97	36.5	75	59.1		250.21	215.13	0.63
7	1.094	0.6158	0.0100	19.2	326	825	500	0.335	2.53	39.1	62	78.4		206.02	161.93	0.71
8	1.112	0.6160	0.0120	18.9	326	997	671	0.291	3.06	42.5	51	90.6		192.92	64.65	0.82
9	1.051	0.3445	0.0033	15.7	458	783	325	0.292	1.71	34.5	104	86.0		139.30	93.32	0.79
10	1.056	0.3440	0.0044	15.6	457	924	467	0.234	2.02	37.2	78	94.9		85.48	28.35	1.37
11	1.058	0.3435	0.0055	15.6	457	1023	566	0.221	2.24	36.6	62	93.1		61.12	12.61	1.80
12	1.062	0.3422	0.0066	15.5	458	1129	671	0.214	2.47	38.8	52	93.9		46.04	6.43	2.11
13	1.059	0.4408	0.0043	19.7	451	781	330	0.265	1.73	34.7	103	85.9		160.26	79.50	0.83
14	1.067	0.4372	0.0057	19.4	451	918	467	0.225	2.03	36.9	77	93.4		93.81	16.98	1.29
15	1.075	0.4369	0.0071	19.3	452	1042	590	0.204	2.31	39.6	61	95.8		58.85	4.70	1.89
16	1.081	0.4345	0.0086	19.0	451	1158	707	0.206	2.57	41.5	51	96.9		38.39	1.79	2.10
17	1.050	0.2943	0.0028	15.4	525	858	333	0.254	1.63	36.0	105	90.5		69.94	26.47	1.29
18	1.051	0.2945	0.0037	15.7	533	983	450	0.243	1.85	35.4	79	93.9		40.69	8.36	2.45
19	1.053	0.2927	0.0047	15.5	533	1097	564	0.223	2.06	36.1	63	95.2		28.53	3.98	3.07
20	1.056	0.2928	0.0055	15.4	529	1163	634	0.220	2.20	38.2	53	91.8		24.83	3.10	3.10
21	1.055	0.3735	0.0036	19.2	518	868	350	0.244	1.68	34.8	103	93.0		83.72	19.44	1.28
22	1.059	0.3711	0.0048	19.0	518	995	477	0.205	1.92	35.9	77	97.4		43.36	3.88	2.29
23	1.064	0.3727	0.0060	19.0	517	1087	570	0.195	2.10	37.7	62	94.4		29.50	1.77	2.69
24	1.067	0.3704	0.0072	18.8	518	1191	673	0.210	2.30	38.8	51	94.6		19.14	0.86	2.80
25	1.050	0.2612	0.0025	15.9	608	933	325	0.277	1.53	38.1	105	90.0		34.53	6.42	2.69
26	1.049	0.2600	0.0033	15.8	609	1048	439	0.216	1.72	35.6	78	92.6		17.19	1.84	3.71
27	1.050	0.2590	0.0042	15.8	611	1157	546	0.194	1.89	35.0	62	92.8		11.29	0.98	4.26
28	1.052	0.2591	0.0050	15.8	613	1253	640	0.187	2.04	37.2	52	92.6		8.99	0.81	4.34
29	1.051	0.3269	0.0032	19.4	596	947	351	0.232	1.59	33.8	102	94.8		39.56	4.46	2.39
30	1.055	0.3273	0.0043	19.4	595	1056	461	0.210	1.77	35.6	77	94.9		18.67	0.93	3.21
31	1.055	0.3245	0.0053	19.3	598	1142	544	0.204	1.91	34.5	61	90.6		11.82	0.49	3.62
32	1.060	0.3248	0.0064	19.2	598	1236	638	0.176	2.07	37.2	51	90.3		8.71	0.38	3.71
33	1.063	0.3232	0.0072	19.1	598	1304	706	0.154	2.18	38.7	45	89.7		8.10	0.30	3.65
34	1.049	0.3278	0.0024	19.6	599	844	245	0.283	1.41	33.6	138	87.8		113.24	29.25	1.23
35	1.049	0.3277	0.0026	19.6	599	872	273	0.260	1.46	33.2	128	90.7		76.24	13.04	1.56

附表4 従来型ライナの常圧燃焼試験結果（呼称#10 ライナ相当）

試験番号	P_4 ata	w_0 kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_4 K	T_5 K	ΔT K	θ_i	T_5/T_4	ϕ	n	η_b %	L_b kcal/m ³ h atm	CO E.I. COg/kg fuel	THC E.I. CH ₂ g/kg fuel	NO _x E.I. NO ₂ g/kg fuel
76031701	1.048	0.3353	0.0033	15.3	455	813	358	0.168	1.79	33.1	101	92.5		101.66	34.92	1.67
2	1.052	0.3355	0.0044	15.1	450	943	493	0.162	2.10	34.7	76	98.0		65.56	7.28	1.87
3	1.056	0.3349	0.0055	14.9	449	1035	586	0.158	2.31	38.1	61	94.7		48.20	2.18	1.98
4	1.060	0.3353	0.0066	14.8	447	1139	692	0.150	2.55	39.6	51	95.4		38.03	0.87	1.96
5	1.057	0.4293	0.0043	19.2	450	818	368	0.189	1.82	34.6	100	94.2		123.23	34.17	1.36
6	1.064	0.4279	0.0057	18.9	449	937	488	0.166	2.09	36.8	75	94.9		85.23	8.14	1.58
7	1.069	0.4312	0.0071	19.2	453	1057	604	0.150	2.33	37.6	60	96.9		70.47	2.87	1.61
8	1.076	0.4322	0.0086	18.9	440	1152	702	0.115	2.56	40.0	50	95.9		66.33	2.07	1.60
9	1.048	0.2889	0.0028	15.1	553	874	351	0.154	1.67	36.1	103	93.3		71.62	17.36	2.08
10	1.048	0.2929	0.0037	15.4	556	993	467	0.171	1.89	33.7	78	96.8		41.92	2.51	2.52
11	1.053	0.2923	0.0048	15.4	528	1122	594	0.152	2.13	38.1	61	97.3		21.48	0.24	2.69
12	1.054	0.2922	0.0056	15.4	529	1186	657	0.162	2.24	38.7	52	93.5		16.65	0.09	2.62
13	1.053	0.3661	0.0036	19.0	520	887	367	0.153	1.71	35.0	102	96.6		79.16	12.63	1.85
14	1.056	0.3654	0.0048	18.8	519	1012	493	0.124	1.95	35.0	76	99.5		46.33	1.58	2.25
15	1.060	0.3654	0.0060	18.8	521	1101	580	0.124	2.11	36.6	61	95.1		31.64	0.25	2.27
16	1.065	0.3638	0.0072	18.5	516	1204	688	0.202	2.33	39.3	51	95.6		25.42	0.20	2.23
17	1.045	0.2549	0.0025	15.4	603	994	341	0.173	1.57	34.9	101	91.3		47.86	8.83	2.97
18	1.046	0.2567	0.0033	15.6	608	1065	457	0.160	1.75	34.8	77	94.8		23.36	0.85	3.59
19	1.050	0.2572	0.0042	15.5	603	1164	561	0.193	1.93	37.8	62	94.8		15.54	0.46	3.50
20	1.050	0.2573	0.0050	15.5	605	1265	660	0.148	2.09	37.2	51	94.8		10.20	0.15	3.37
21	1.049	0.3225	0.0032	19.3	598	959	361	0.150	1.60	33.9	101	96.2		49.79	4.88	2.92
22	1.052	0.3220	0.0043	19.3	478	1078	478	0.177	1.80	35.1	76	97.3		33.17	1.58	3.14
23	1.056	0.3226	0.0054	19.2	569	1168	599	0.167	1.95	36.6	60	93.6		18.63	0.30	3.07
24	1.059	0.3230	0.0064	19.1	673	1270	673	0.182	2.13	38.0	51	95.3		15.25	0.29	3.05
25	1.055	0.4663	0.0046	15.2	309	637	309	0.230	1.94	34.1	101	77.1		171.29	185.90	0.75
26	1.064	0.4705	0.0061	15.2	432	760	432	0.170	2.32	37.1	77	83.3		159.05	110.56	0.79
27	1.072	0.4682	0.0077	15.0	540	868	540	0.157	2.65	40.5	61	84.3		163.28	97.57	0.74
28	1.080	0.4702	0.0092	15.0	624	952	624	0.193	2.90	43.7	51	83.5		172.61	87.33	0.72
29	1.067	0.6032	0.0060	19.4	327	618	291	0.223	1.89	34.5	100	71.8		201.46	185.83	0.71
30	1.080	0.6023	0.0080	19.2	327	738	410	0.208	2.25	36.9	75	77.4		203.20	149.12	0.69
31	1.091	0.6035	0.0100	19.0	327	836	509	0.270	2.56	39.4	60	78.4		204.24	134.74	0.68
32	1.103	0.6076	0.0120	17.8	325	942	617	0.237	2.90	41.5	51	81.6		202.48	121.65	0.66

附表5 KA01 高圧セクタ試験結果 (改Ⅲ-2, F.N.3)

実験番号	入口空気圧力 P_4 ata	入口空気温度 T_4 K	空気流量 w_a kg/s	燃料流量 w_f g/s	空燃比 η	燃料ノズル後方		燃料ノズル中間	
						BSN	AIA	BSN	AIA
609210001	11.03	583	3.65	47.96	76.1	2.5	9.13	2	6.67
"	11.03	588	3.46	50.64	68.3	2.5	9.13	3	11.6
"	10.93	588	3.57	42.09	84.8	2.5	9.13	2.5	9.13
"	6.93	578	2.37	23.89	99.2	1.5	4.67	1.5	4.67
"	6.93	575	2.20	26.17	84.1	1	2.73	2	6.67
"	4.93	568	1.60	15.46	103.8	1	2.73	1	2.73
609240007	14.83	648	4.01	63.35	63.3	3	11.6	3	11.6



附図 KA01扇形燃焼器のNOxとCOの排出濃度

航空宇宙技術研究所資料373号

昭和53年11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)
