

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-375

航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発

(IV. 環状燃焼器の要素特性)

江口邦久・石井浅五郎・鈴木邦男
下平一雄・山田秀志・堀内正司
齐藤 隆・黒沢要治・小倉五郎

1978年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項目	担当者†
計測装置	西尾健二*
設計	佐々木宣郷**
実験計測	北原一起**, 酒井規行**, 遠崎良樹**, 中越元行**, 国師正一**
資料提供	田頭 健***

* 原動機部

** 川崎重工業(株)

*** 石川島播磨重工(株)

† 本試験の遂行にあたり、多大なご協力を頂いた方々で、謝意をもって記す。

目 次

概 要	
1. はしがき	1
2. 記号と単位	2
3. KA型環状燃焼器模型の構成	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	5
3.4 隔壁板および遮熱板	5
3.5 燃料ノズル	5
3.6 スワローラ	5
4. 試験装置及び内容	6
4.1 試験装置	6
4.2 試験内容	8
5. 試験結果およびその検討	8
5.1 燃焼器の性能結果	9
5.1.1 燃焼効率特性	9
5.1.2. 出口温度半径方向分布	10
5.1.3. 出口温度円周方向分布	11
5.1.4 出口温度不均一率	13
5.1.5 全圧損失特性	14
5.1.6 着火特性	14
5.1.7 燃焼器の火炎安定性	15
5.1.8 燃焼器ライナの耐久性	15
5.2 燃焼器の排出特性	15
5.2.1 排煙濃度	15
5.2.2 一酸化炭素 (CO) と未燃焼炭化水素 (THC) の排出濃度	16
5.2.3 燃焼不完全率とCO及びTHC排出濃度との関係	17
5.2.4 窒素酸化物 (NOx) の排出濃度	17
5.2.5 NOx排出濃度に及ぼす入口空気圧力の効果	19
5.2.6 排気ガス中のNO/NOxモル比と燃焼器入口条件との関係	19
6. まとめ	20
参考文献及び資料	21
付録 A	22
付録 B	23

航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発*

— IV.環状燃焼器の要素特性 —

江口邦久** 石井浅五郎* 鈴木邦男***
下平一雄** 山田秀志**** 堀内正司****
斉藤 隆**** 黒沢要治** 小倉五郎**

概 要

通商産業省工業技術院の大型工業技術開発「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の中の「エミッション低減総合研究」の一環としてFJR710/20ターボファンエンジンからの排煙および大気汚染物質の排出量の低減化を目標に、燃料の気流微粒化方式を採用した燃料霧化器を有する燃焼器（呼称KA型）における要素開発の研究を進めて来た。

これまでのKA型燃焼器に関する箱形¹⁾および雨形²⁾の部分模型による要素試験の結果、従来の圧力噴霧型と同等以上の性能、排煙の大巾な低減が得られ、かつFJR710/20ターボファンエンジン用高圧環状燃焼器にその成果を直接応用できることが判った。

そこで、今回の研究では、部分模型より決定した燃焼器の各構成要素をベースに実機スケールの環状燃焼器模型を新しく試作し、当研究所原動機6号館の環状高圧燃焼器試験装置を用いて入口空気圧力10ataまでの燃焼試験を行い、燃焼性能および排気特性を調べた。また、環状模型の4分の1を箱形にした燃焼器模型の常圧高温試験の結果と環状模型の試験結果と比較・検討し、要素の研究段階における両者の相互関係についても調べた。

1 はしがき

通商産業省工業技術院では、昭和46年度から大型工業技術研究開発「航空機用ジェットエンジンの研究開発」を

* 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

**** 航空機公害研究グループ

進めて来た。現在、このプロジェクトの研究開発の一環としてFJR710ターボファンエンジン燃焼器の「エミッション低減総合研究」を取りあげている。これまでの開発は、圧力噴霧型燃焼器に主体をおき、性能および耐久性の向上に相当の労力と時間を要したため、エミッション低減化の進み具合は遅れているのが現状である。そこで、当研究所では、エミッション低減に関する先行的研究開発として、従来の圧力噴霧型と異なる新しい形式の燃焼器開発をとりあげ、従来型燃焼器の研究と平行して進めている。

本研究ではFJR710/20ターボファンエンジン燃焼器の排煙低減を主目標とした気流微粒化方式の燃焼器（呼称KA01）に関する一連の要素試験^{1), 2)}を行って来た。この燃焼器の特長は、燃料と空気の混合促進を図るため、図1に示すように、円筒の両端に空気旋回器を設けた霧化室内で燃料の微粒化および空気との部分予混合化を行う燃料霧化器を採用し、さらに燃焼性能の面から、この霧化器との最適化をはかった燃焼器ライナにある。又、燃焼器の構成要素は、FJRエンジン燃焼器の燃料噴射弁とライナを交換し、燃料管制を修正するのみで実機に使用できる。

今回の試験は、これまでの部分模型の試験結果をもとに実機燃焼器と同寸法の呼称KA01環状燃焼器模型を試作し、これを原動機6号館の環状高圧燃焼器試験装置に組込み、入口空気圧力10ataまでの燃焼試験を行った。このときの試験の目的は、

- (1) 高圧燃焼器への燃料霧化器の適用化
 - (2) 気流微粒化燃焼器としての燃焼性能の向上
 - (3) 排煙レベルの低減化
- を図ることである。

試験の結果、次に示す成果が得られた。

- (1) 燃焼性能の面から見て、従来の圧力噴霧型燃焼器に比

較して、同等以上の性能を得ることが出来、FJR710/20エンジンの要求条件を満足すると判定できた。

(2)排出特性の面では、従来型に比べ、排煙、一酸化炭素、未燃焼炭化水素の排出低減効果が大いに期待できる。窒素酸化物の排出については、従来の圧力噴霧型と同等以上の成果が期待できる。

(3)KA型燃焼器の構成要素のうち、燃料霧化器と燃料ノズルをのぞくと、従来型と同一であり、耐久性の向上に関して従来型から得た実績がそのまま活用できることがわかった。

(4)今回の高圧データと箱形燃焼器の常圧データとを比較してNOx排出濃度の相関を調べたところ、入口空気温度および圧力の効果として次式の関係を得た。

$$NO_x \text{ E.I.} \propto P_4^{0.4} \cdot \text{Exp} \left(\frac{T_4}{288} \right)$$

2 記号と単位

A_h	空気孔開口面積	0.0243 m ²
A_i	燃焼器最大断面積	0.149 m ²
$A, B, \dots H$	燃焼器出口の周方向位置 (ノズル後方)	
$A', B' \dots H'$	" (ノズル中間)	
H_w	絶対湿度、水分のg数/乾燥空気1kg	
L_b	燃焼器負荷率 kcal/m ³ ・h・atm	
L_{cc}	ライナ長さ	247 mm
n	流量から求めた空燃比 (= w_a/w_f)	
n_g	ガス分析から求めた空燃比	
P_0	大気圧	kg/cm ²
P_4	燃焼器入口空気圧力	kg/cm ² abs (= ata)

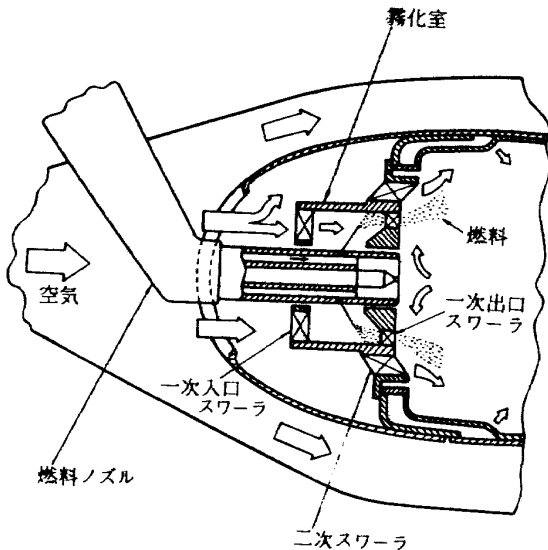


図1 燃料霧化器の概要

ΔP	燃焼器入口出口の全圧差	kg/cm ²
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	入口空気流量	kg/s
w_f	燃料流量	kg/s
X	ライナ軸方向距離	mm
$x \text{ E.I.}$	排気ガス中のx成分 (CO, THC, NOx) の排出指数	g/燃料1kg
τ_4	入口空気の比重量	kg/m ³
δ_t	出口温度不均一率 $\delta_t = \frac{(T_5)_{\max} - T_5}{\Delta T}$	
η_b	燃焼効率	%
ϕ	全圧損失係数 $\phi = \frac{\Delta P}{\tau_4 \cdot \frac{U_r^2}{2g}}$	
ϕ_g	ガス分析から求めた当量比	
添字		
E_{ng}	エンジンテスト	
R_{ig}	要素テスト	
i	燃焼器出口温度の半径方向測定点	
j	" の円周方向測定点	

3 KA型環状燃焼器模型の構成

呼称KA01の環状高圧燃焼器模型は図2に示すケーシング、ライナ、分流板、隔壁板、遮熱板、二次スワーラ、燃料霧化器、燃料ノズルから構成されており、以下に各々の構成要素の諸元を記す。

3.1 燃焼器ケーシング

ケーシングは、FJR710/10エンジンのケーシングとほぼ同一の呼称CC40H-1とCC40H-2の2種類であり、前者は入口空気圧力7 ata以下(1万kW圧縮機単独運転時)の試験に、後者はそれ以上の入口空気圧力条件(3700kWと1万kW圧縮機とのシリーズ運転時)の試験に用いるものである。

3.2 燃焼器ライナ

呼称KA01ライナの輪郭は、FJR710/10のエンジンに搭載した呼称#03ライナ³⁾と同一である。空気孔配置は、図3に示すように、内側および外側ライナともに軸方向4列で対向形になっており、各列の空気孔は案内筒付である。

ライナ壁の冷却は、冷却スリットと冷却空気孔により行っている。冷却スリットは、内側および外側ライナともに軸方向6段である。冷却空気孔は、点火栓の挿入孔の後方、

第3列および第4列空気孔後方のウェーク流れにかかる部分、第3列と第4列空気孔列の軸方向の中間位置にある。内側ライナの第4列空気孔の下流43mmの位置に、温度分布調整のための希釈空気孔を設けている。

次に、各空気孔列の働きについて簡単に述べる。

(1)第1列空気孔は、燃料ノズルの後方に直径8mmの案内筒をつけたもので、これは、スワーラ下流に形成される再循環流領域内に空気を流入させ、一次燃焼帯の燃料希薄化を行い、燃焼器出口の排煙低減化を図るためのものである。

(2)第2列空気孔は、燃料ノズルの後方と中間に直径8mmの案内筒をつけたもので、周方向32個ある。これは、ス

ワーラによって形成される再循環流領域の長さを制御し、保炭領域としての一次燃焼帯の形成に供するものである。その結果、一次燃焼帯の長さは、遮熱板より第2列空気孔の軸方向位置までとなる。また、燃料ノズルの中間にある第2列空気孔は、円錐状の燃料分散に伴う燃料過濃領域の発生を防ぐのに供している。

(3)第3列空気孔は、燃料ノズルの後方と中間の間に直径14mmの案内筒をつけたもので、周方向32個ある。これは、二次燃焼帯への空気導入を図り、火炎の長さを制御し、そこで90%以上の燃焼効率を達成するのに供する。

(4)第4列空気孔は、第3列空気孔と同じ寸法、同じ周方

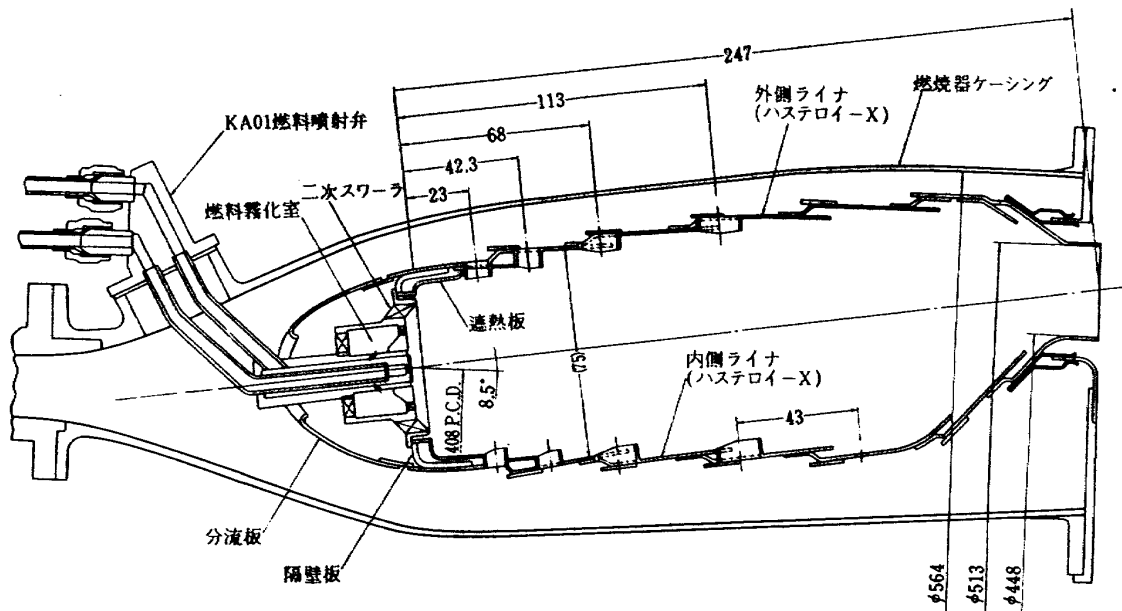


図 2 KA型環状高圧燃焼器模型

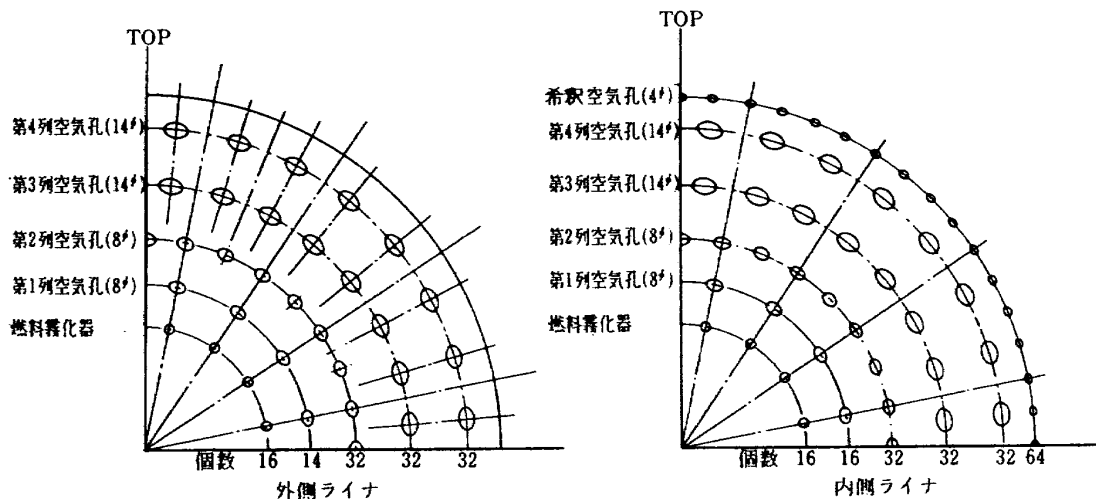


図 3 KA-01 ライナの空気孔配列

向配置にある。これからの空気噴流は、一部燃焼に供するが、大部分は希釈用空気として燃焼ガス温度を下げ、出口温度分布を所要の形にする働きを行う。なお、内側ライナの第4列空気孔下流に設けた直径4mmの希釈空気孔は、出口温度分布におけるタービン翼根側(Hub)の温度を下げ

る効果を有している。

以上述べた各空気孔の働きは、燃焼器ライナの全長の半分の長さで行われ、KA型燃焼器では、従来の圧力噴霧型燃焼器に比べ、燃焼領域の大巾な短縮化を図っていることがわかる。勿論、これは、燃料霧化器が優れた気流微粒化

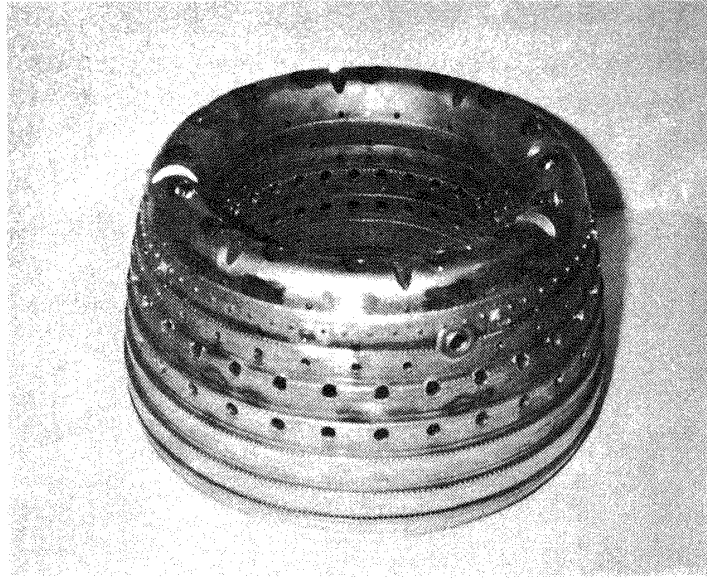


図 4 KA型環状ライナの外観

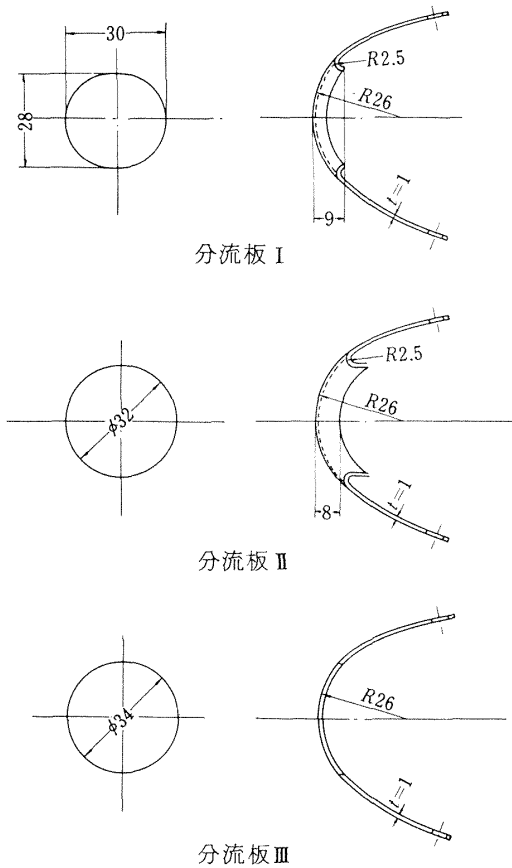


図 5 KA01用鈍頭形分流板の形状

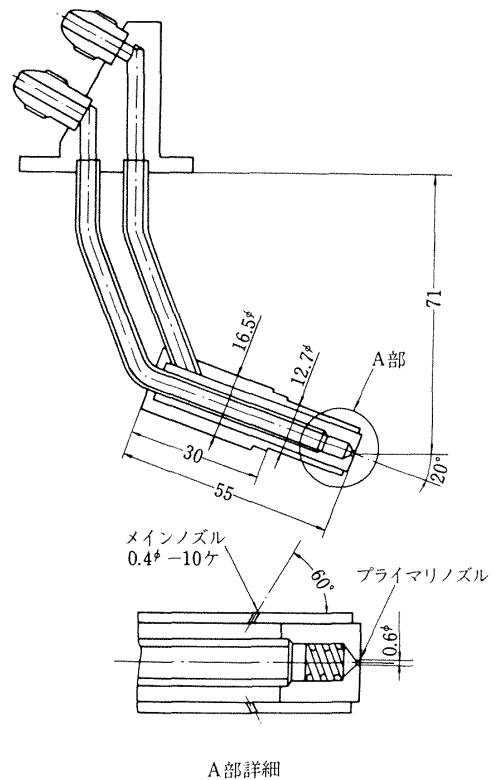


図 6 KA-01燃料ノズル

特性を有しているためである。

図4に、KA型燃焼器ライナ(呼称KA01)の外観を示す。

3.3 分流板

分流板の形状は、図2に示す鈍頭形で、FJR710燃焼器の初期の形(くちばし形)に比べ加工性、重量軽減の優位性を有している。また、燃料ノズルの挿入孔を兼ねたスワラ空気取入孔の製作精度も高く、その寸法変更による流入空気流量の調整が容易である。

スワラ空気取入孔の寸法・形状の変更は、流入空気流量の変化により燃料霧化器の微粒化特性に大きく影響することを考えて、図5に示す3種類の分流板を試作した。

3.4 隔壁板および遮熱板

隔壁板と遮熱板は、図2に示すように、一体二重構造になっており、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し、そのスペントフローは遮熱板にあげた穴を通してライナ内に流入する。この流入孔は、スワラによって形成される安定な火炎を乱さないように、スワラとスワラの間中部、遮熱板肩部に、それぞれ設けた。

3.5 燃料ノズル

燃料ノズルは、図6に示すように、着火用のプライマリノズルと燃料霧化器に供するメインノズルより成っており、

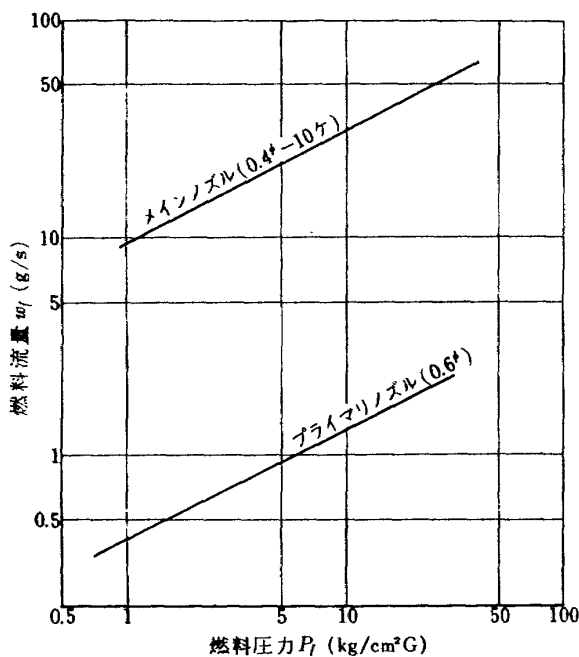


図7 KA-01燃料ノズルの圧力-流量特性 (ノズル1本あたり)

前者はスクリー形渦巻ノズル(噴孔径0.6φ)、後者は多孔ノズル(噴孔0.4φ-10個)を用いている。燃料ノズルの噴射圧力-燃料流量特性を図7に示す。

3.6 スワラ

スワラは、図8に示すように、燃焼霧化器に用いる軸流形の一次入口スワラと出口スワラ、保炎に供する混流形の二次スワラの3個が1組になっている。表1には、呼称KA01用として試作したスワラの諸元を示している。このうち、一次スワラ(入口旋回角30°、出口旋回角50°)と二次スワラの組合せた二重同旋回形式のものを採用した理由は、燃料の気流霧化、燃料と空気の混合および保炎に関して非常に優れた特性を示したからである²⁾。図9にスワラの外観を示す。

上記したKA型燃焼器模型の各構成要素のうち、分流板空気取入孔、ライナ空気孔及び冷却空気孔の開口面積率を図10に示す。また、ライナ開口面積率の軸方向変化を図11に示す。

KA形ライナの空気孔面積は243cm²で、この値は、従

表1. KA-01用スワラの諸元

	一次スワラ		二次スワラ
	入口スワラ	出口スワラ	
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°	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、後視左回りを正とした。

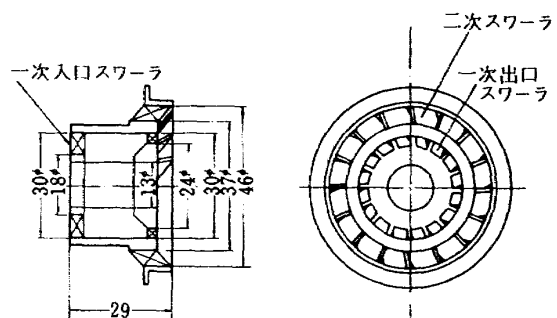


図8 KA-01用スワラの寸法、形状

来の圧力噴霧型に比較して18~28%程度小さくなっており、そのため図10に示すようにライナ空気孔と冷却孔との開口面積率は、ほぼ同じ値になる。図11から、KA形ライナの開口面積の80%が軸方向距離 $X/L_{cc} = 0.6$ までにとられていることがわかる。

つぎに、分流板空気取入孔、隔壁板、遮熱板、スワラの開口面積の値を表2に示す。隔壁板の開口面積に対する遮熱板のそれとの割合は0.71で、面積が絞られている。また、遮熱板とスワラの開口面積の和に対する分流板空気取入孔の開口面積の割合は、分流板I, II, IIIに対し、そ

れぞれ、0.712, 0.856, 1.01となる。この結果、分流板内への空気流量は、空気取入孔の大きさに調整されていることがわかる。

4 試験装置及び内容

4.1 試験装置

今回の燃焼試験では、当研究所原動機6号館の環状高圧燃焼器試験装置を用いた。この装置の空気、燃料および冷却水の流路系統図を図12に示す。空気系統は、3,700kW低圧圧縮機と10,000kW高圧圧縮機をシリーズに運転すれば、

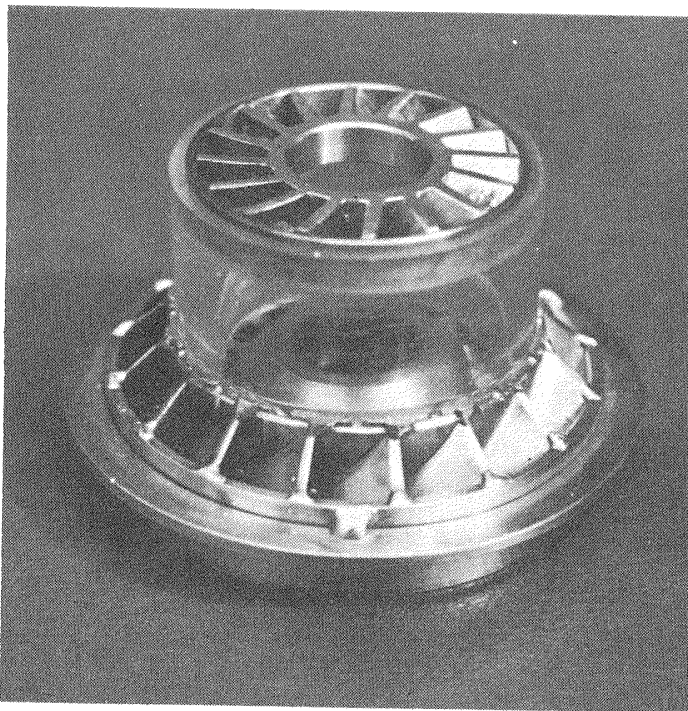


図9 KA型スワラの外観

表2 隔壁板、遮熱板、スワラの開口面積

名 称	開口面積 cm^2
分流板空気取入孔	
分流板I	72.4
分流板II	87.0
分流板III	102.7
隔壁板	36.6
遮熱板	
スワラ中間部冷却孔	4.78
肩部冷却孔	2.06
止めピン冷却ルーバ	0.67
スワラ	
二次スワラ	57.2
一次入口スワラ	44.7
一次出口スワラ	18.5

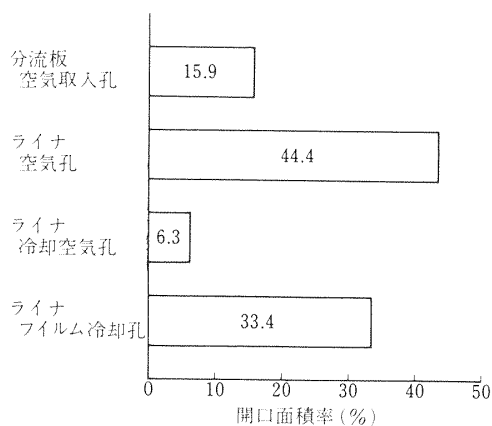


図10 KA01 ライナの開口面積率

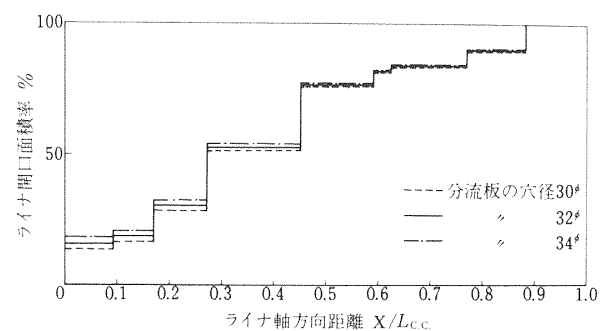


図11 KA01 ライナの開口面積率

最高15 ataまでの燃焼器入口空気圧力を得ることができ、低圧圧縮機は、入口空気圧力2.5 ataまでの試験を、高圧圧縮機の単独運転は、入口空気圧力7 ataまでの燃焼試験を行うことができる。

燃料には航空燃料Jet A-1を用い、高圧ポンプで加圧した後、燃料の流量計を通してメインおよびプライマリノ

ズルに供給される。

燃焼器からの排出ガスは、常時点火のトーチをもつアフターバーナを通した後、排ガス冷却器で水噴霧冷却し、排ガス洗浄塔、消音塔を経由して大気中に放出される。

この試験装置に呼称KA01環状燃焼器模型を取付けた状況の外観を図13の写真に示す。

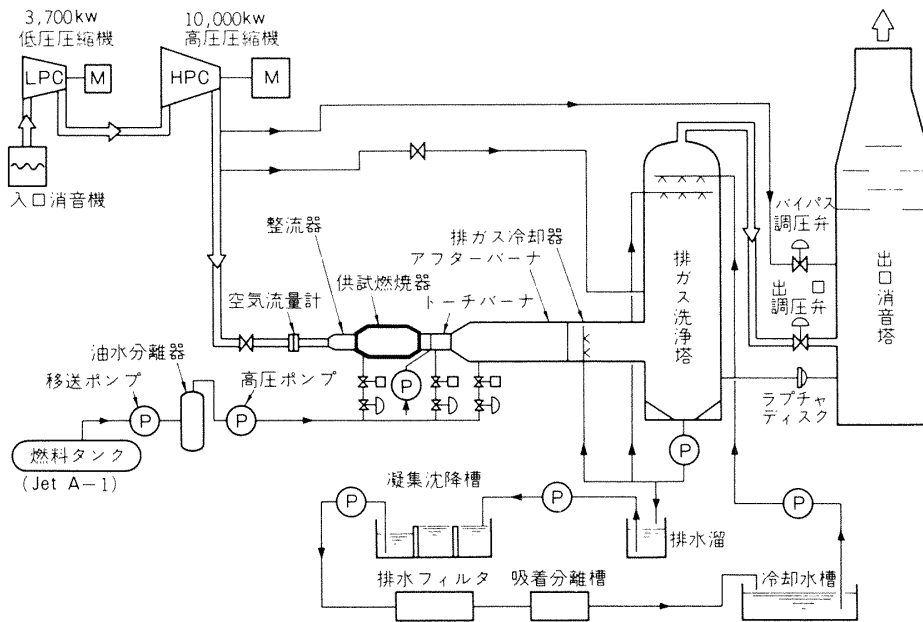


図 12 環状高圧燃焼器試験装置系統図

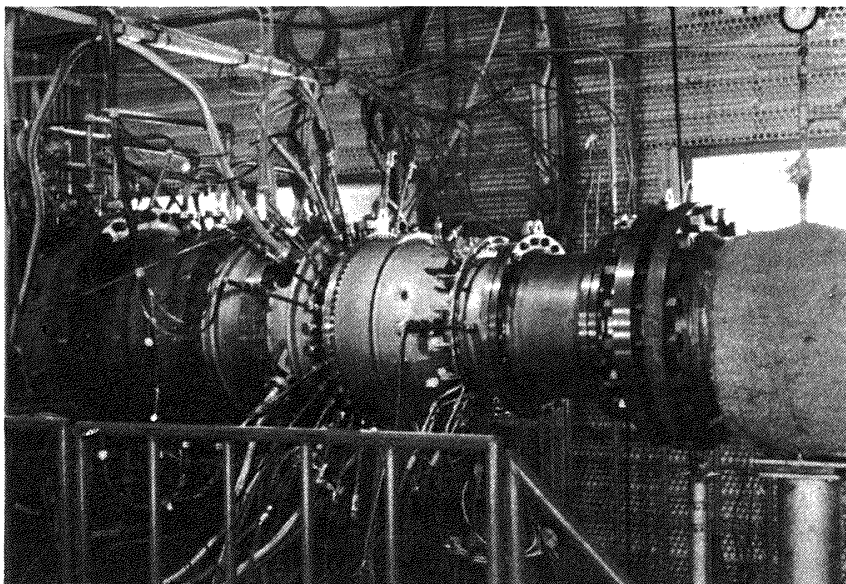


図 13 KA型環状高圧燃焼器の取り付け状況

4.2 試験内容

今回の試験条件の範囲を表3に示す。燃焼試験では、FJR710/20エンジンの設計点における最大断面平均風速 $U_r = 19 \text{ m/s}$ を代表風速とし、設定した入口空気圧力において空燃比を変えて燃焼器の性能と排気ガスのデータを取得するようにした。このとき、実機の作動条件の入口空気圧力と空燃比に合せた条件でも同様の試験を行った。FJR710/20エンジンの燃焼器作動条件は、6号機の#26ライナのデータ⁴⁾を選んだ。

次に、燃焼器の燃焼性能および排気ガス特性を調べるのに用いた測定項目と機器類についてまとめたものを表4に示す。

燃焼器出口における温度計、全圧管、ガス採取プローブの円周方向配置を図14に示す。なお、これらの軸方向の計測位置はライナ出口より下流に36mmである。温度計は、周方向に見て、燃料ノズルの後方A~Hの位置に8本、中間A'~H'の位置に8本取り付けられ、半径方向に4点測

表3 試験条件

項	目	数	値
入口空気圧力	$P_4 \text{ ata}$		1.8~9.7
入口空気温度	$T_4 \text{ K}$		480~680
最大断面平均風速	$U_r \text{ m/s}$		16~24
空燃比	n		50~130
使用燃料			Jet A-1

表4. 測定項目及び使用機器

測定項目	点数	使用機器
空気流量	1	オリフィス流量計
燃料流量	1	タービンフローメータ
燃焼器入口全圧	2	圧力変換器
” 入口全温	2	CA熱電対
燃焼器出口度	64	PR13%熱電対 (線径0.25mm)
燃焼器出口全圧	8	圧力変換器
排出ガス分析	2	1点式水冷プローブ ガスタービン排気ガス測定装置 (MEXA2000N) パッハラハスモークメータ

定するもので、測定点の合計は64点となる。この温度データより、燃焼器出口の燃焼効率、温度分布、温度不均一率、熱負荷を得ることができる。

全圧管は、燃料ノズルの後方と中間の位置に2本取り付けられ、半径方向に4点測定するもので合計8点になる。この全圧測定データより、出口全圧分布、全圧損失率を得ることができる。

以上述べた燃焼器の性能データは、すべて、ミニコンPDP11/35を主計算機とするデータ処理装置を通して得られる。

排気ガス採取プローブには1点式のを2本使用し、採取孔は軸方向に温度計と同じ位置に、周方向に燃焼器の出口幅の中心円上において燃料ノズルの後方と中間の位置に設けられている。採取ガスは加熱テフロンチューブ(温度420~440K)を経由して排ガス測定装置またはパッハラハ煙濃度計に送られ、排気ガス中の未燃焼炭化水素(THC)、一酸化炭素(CO)、窒素酸化物(NOx)の各成分濃度と煙濃度(BSN)が測定される。なお、排ガス測定装置は、堀場製のMEXA2000Nである。

5 試験結果およびその検討

はじめに、本試験における燃焼器入口の作動条件についての実測データを示し、又、FJR710エンジンの燃焼器の作動条件と比較し、要素と実機との関連性について調べると次のようになる。

(1) 今回の試験では、燃焼器入口における半径方向の風速分布はフラットである。

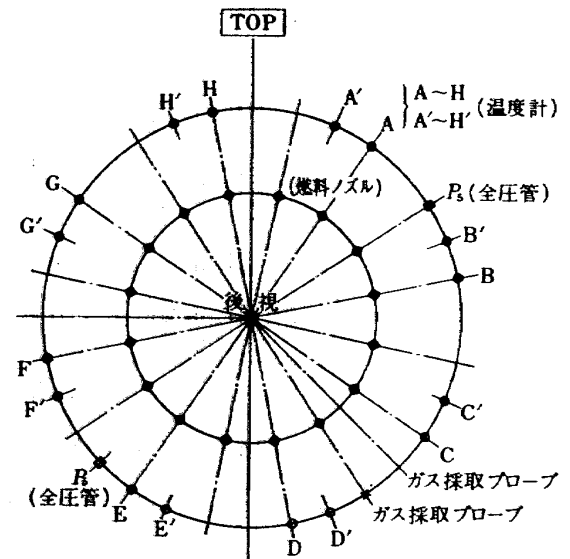


図14 燃焼器出口の周方向計測位置

(2) 入口空気温度について要素と実機条件を比較したものを図15(a)に示す。同一の入口空気圧力に対して、要素の入口空気温度は実機に比べ60~80K程度高い値になっている。

(3) 燃焼器最大断面平均風速については、図15(b)に示すように、 $U_r = 1.6 \sim 2.4 \text{ m/s}$ の範囲にあり、ほぼF

JR710エンジンの作動風速に沿って要素試験は行なわれている。

(4) 要素試験における空燃比は、図15(c)に示すように、実機の作動空燃比に沿った50~127の範囲にある。

(5) 要素試験の総計時間は、最大入口空気圧力9.5 (ata) までの試験を含め10時間程度である。

5.1 燃焼器の性能結果

5.1.1 燃焼効率特性

KA型燃焼器の燃焼効率特性を、各分流板に対して図16~図18に示す。

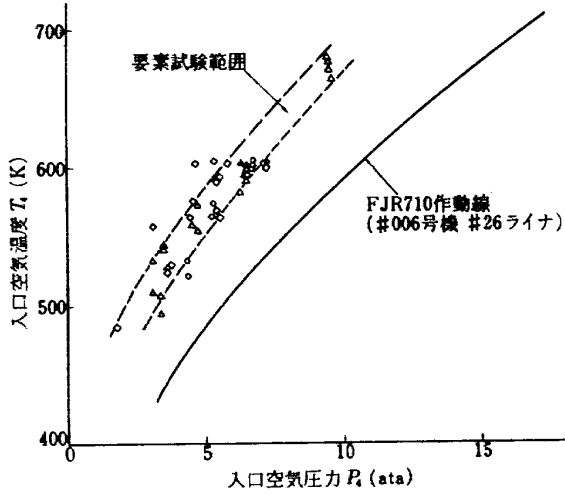


図15(a) 要素試験条件とFJR710E/G作動条件との比較

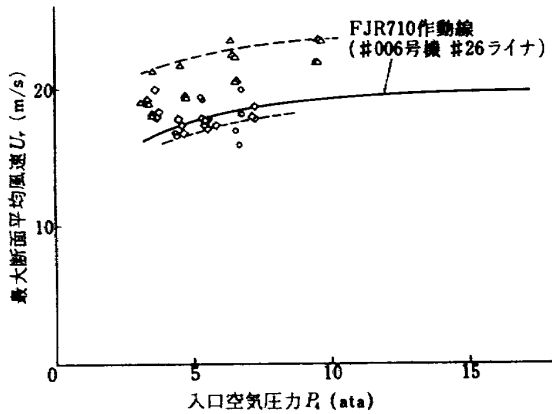


図15(b) 要素試験条件とFJR710E/G作動条件との比較

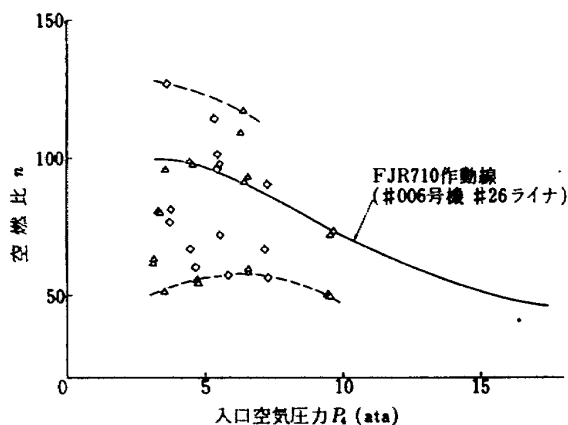


図15(c) 要素試験条件とFJR710E/G作動条件との比較

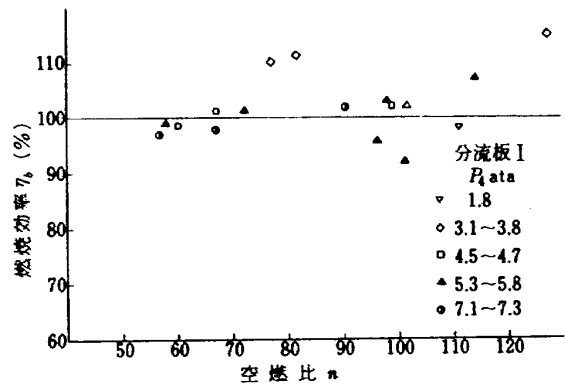


図16 分流板 I の燃焼効率特性

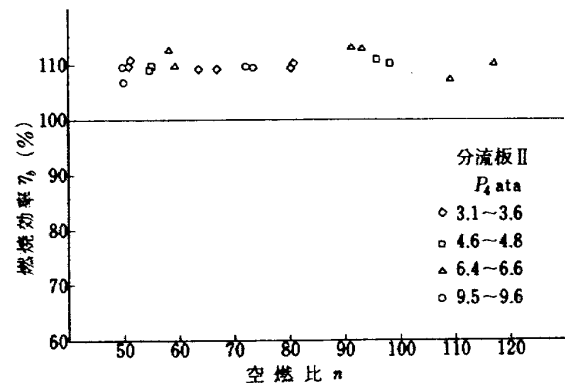


図17 分流板 II の燃焼効率特性

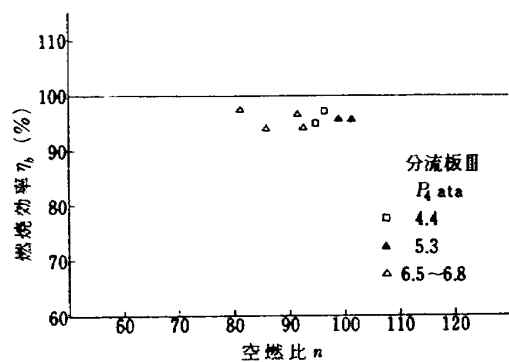


図18 分流板 III の燃焼効率特性

本試験の空燃比範囲では、分流板Ⅰ、Ⅲに比べ分流板Ⅱが一番高い燃焼効率を示し、100%以上の値を得ている。この燃焼効率の違いは、表2に示すように分流板Ⅰの場合、空気取入孔の穴径が小さいため分流板流入空気量が少く、その結果、燃料霧化器への空気流入不足を生じるため、燃料の霧化特性が悪く、所定の燃焼領域内で燃焼を完了していないことによると考えられる。また、分流板Ⅲの場合、

分流板流入空気量の増加により燃料霧化器への空気流入過多となり、霧化特性は良くなるが、逆に、火炎の安定性は悪くなるため燃焼効率の低下をきたすと考えられる。このように、良好な霧化特性と火炎の安定性を得る条件は、分流板Ⅱになることがわかる。

なお、今回の出口温度計測では、図14に示したように、周方向にみて第3列及び第4列空気孔の直後の温度を測定しないため、分流板Ⅱにおいて燃焼効率100%以上の値を示すことになる。一般には、空気孔後方の温度は他の位置に比べて低くなるから、出口温度計の数を増して、空気孔後方の温度を測定した場合の燃焼効率はいくらか低い値を示す。

5.1.2 出口温度半径方向分布

燃焼器出口温度の半径方向分布は、タービン翼の高温度強度や冷却構造などから要求される分布を満足するように、要素開発の段階で調整しておく必要がある。FJR710/20

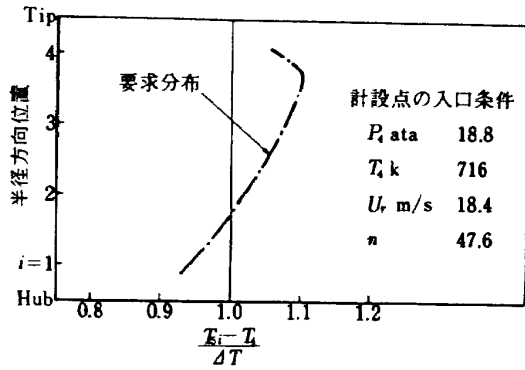


図 19 FJR710 設計点における要求出口温度分布

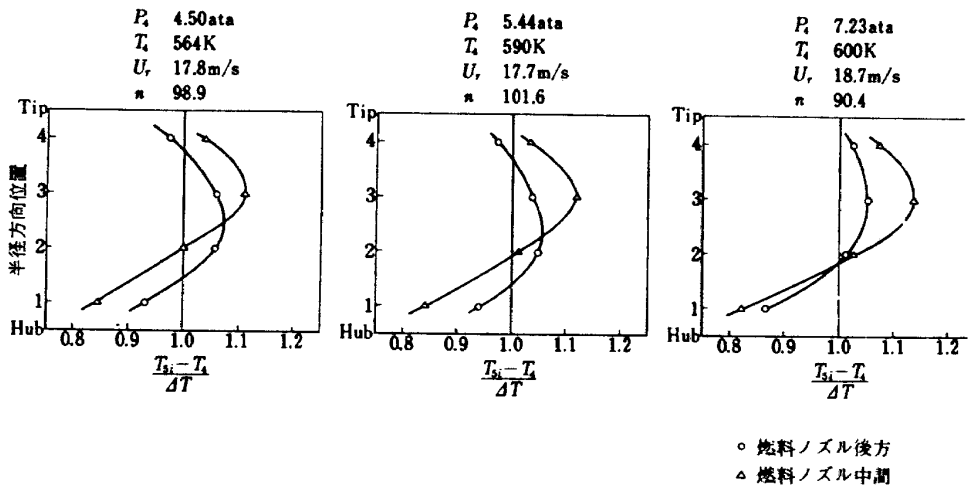


図 20 燃焼器出口の平均温度分布 (分流板Ⅰ)

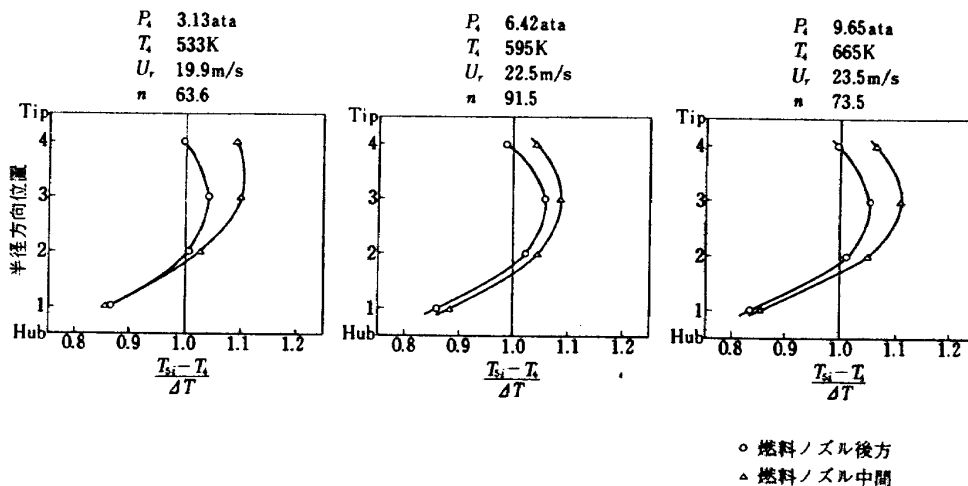


図 21 燃焼器出口の平均温度分布 (分流板Ⅱ)

エンジンの設計点における所要分布は、図19に示すように、平均出口温度1453Kにおいて、タービン翼のTip側で高く、Hub側で低い温度を示す分布形である。

KA型燃焼器の平均出口温度の半径方向分布を、各分流板に対して図21～図22に示す。このときの燃焼条件は、入口空気圧力、風速、空燃比の値をFJR710/20エンジンの作動線に合せたものである。

分流板Iの場合、燃料ノズルの後方と中間のピーク温度の半径方向位置がずれており、後方に比べ中間の方がタービン翼のTip側に寄っており、その値自体も高くなっている。この原因は、先ほど述べたように、燃焼領域がライナの下流まで広がったため、軸方向に火炎の伸びに差が生じるためである。この傾向は、入口空気圧力及び温度の上昇に伴って燃焼速度が増加するため軽減される。

分流板IIでは、分流板Iで示された燃料ノズル後方と中間の分布形の差異はなくなり、図19に示した所要分布に近い形になる。ただ、タービン翼のTip側でノズル後方と中間の温度に差を生じている。しかし、図23に示すように、入口空気圧力9.5 ata、空燃比50の条件では、この差はなくなり、実機の要求分布を満足できる分布形になっていることがわかる。

分流板IIIにおいては、分流板IIとほぼ同じ分布形を示し、タービン翼のTip側におけるノズル後方と中間の温度差は多少小さくなる。

このように、分流板の違いによる分流板流入空気流量の変化は、燃料霧化器の性能に大きく影響し、半径方向の出口温度分布にもその効果が現われることがわかる。

5.1.3 出口温度円周方向分布

半径方向分布と同じように、FJR710/20エンジン作動条件に燃焼器入口状態を合せたときの出口温度円周方向分布について、各分流板に対して図24～図25に示す。これらの図中には、メインノズルの燃料流量偏差の円周方向分布を並べて示してある。

分流板Iでは、燃料ノズルの中間に相当する周方向位置C'とD'の平均温度が特に高い、又、全般に、ノズル後方に比べ中間の方が高い温度を示す傾向がある。燃料流量の分布と比較すると、確かに、ノズル中間位置C'付近の実効空燃比が低く、平均温度が高くなる様子がうかがえる。

分流板IIでは、他の分流板に比べ燃焼効率が上昇し、ライナ上流側に燃焼領域が移るため、第4列空気孔からの空

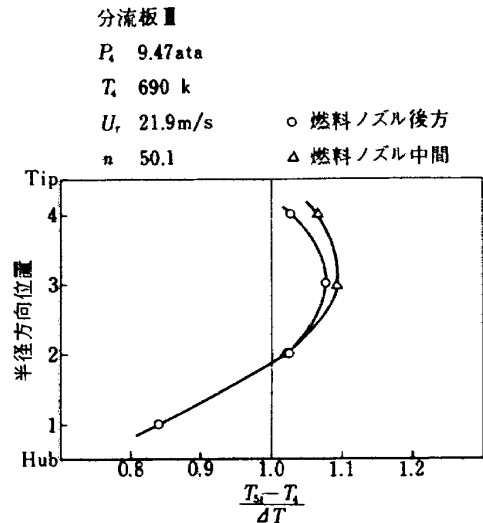


図 23 KA型燃焼器の出口温度分布

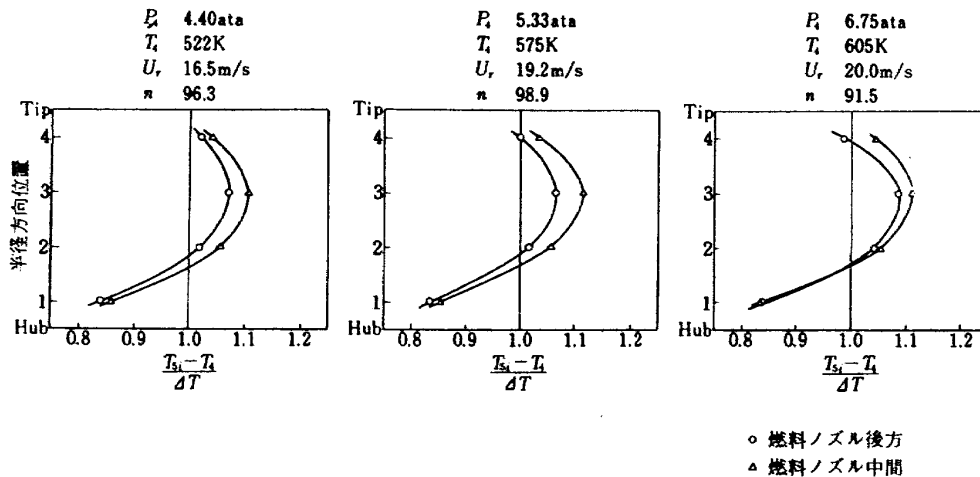


図 22 燃焼器出口の平均温度分布(分流板III)

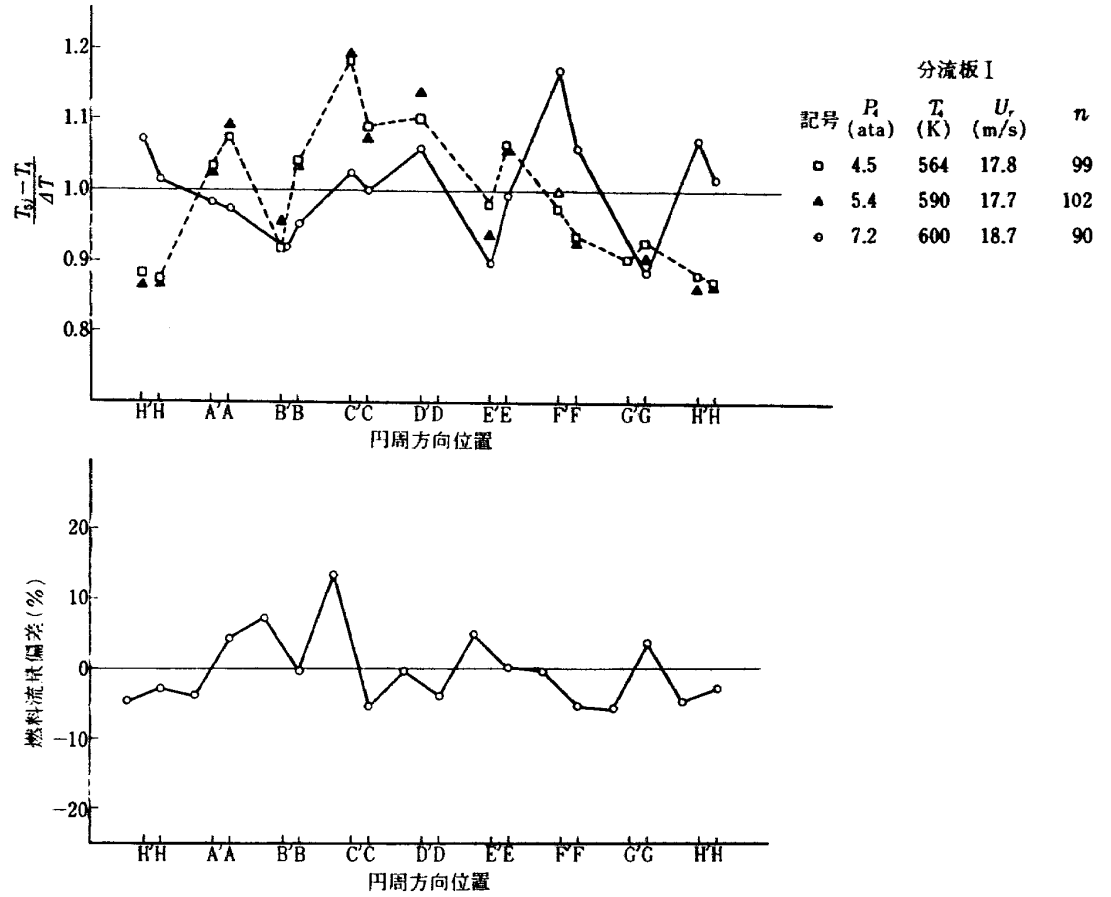


図 24 分流板 I の燃焼器出口周方向温度分布と燃料流量分布

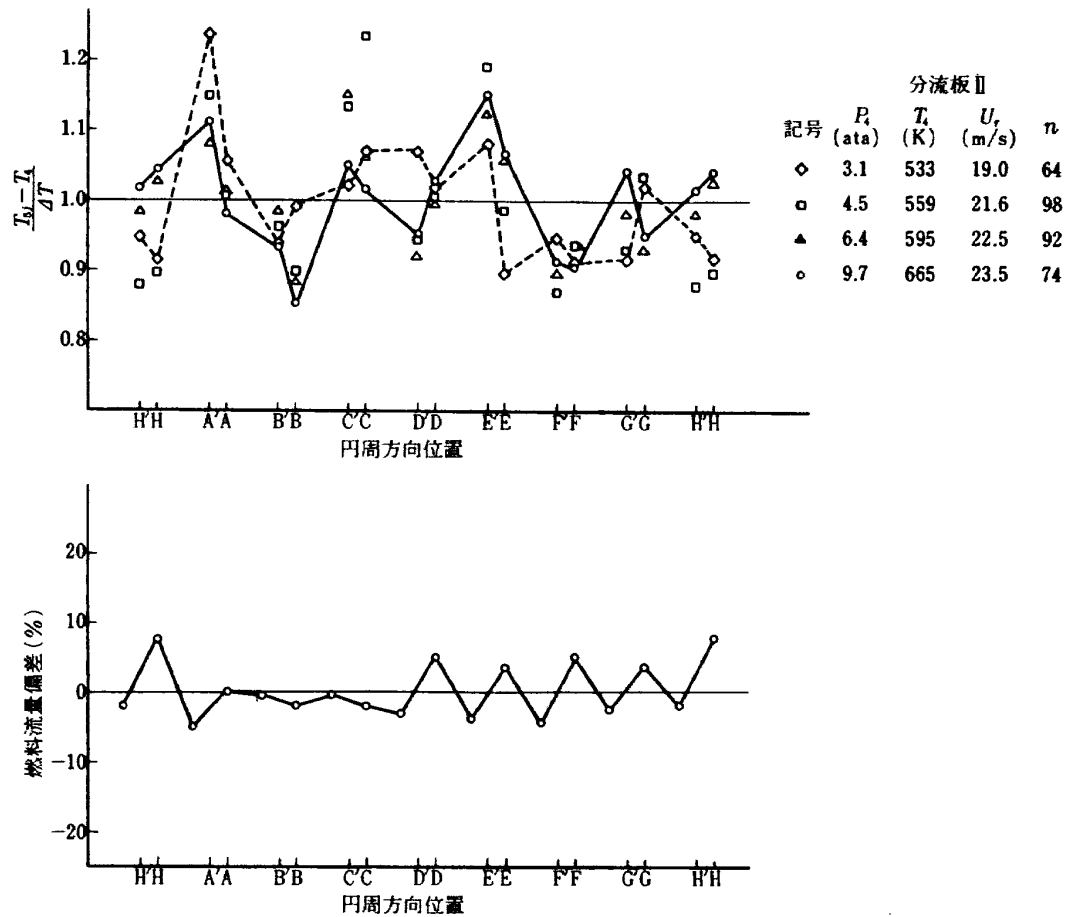


図 25 分流板 II の燃焼器出口周方向温度分布と燃料流量分布

気噴流は、円周方向の温度分布に大きな影響を与えることになる。この結果、図25に示すように、燃料流量分布の周方向均一化を図ったにもかかわらず、他の分流板に比べ、局所的に平均温度の高い箇所が多く現われる。それ故、ライナ上流における燃焼負荷を上げる程、希釈空気による円周方向温度分布の調整に充分配慮する必要が生ずることがわかる。

分流板Ⅲでは、分流板Ⅰと同様に、燃料ノズルの中間の方が後方に比べ高い平均温度を示している。温度分布と燃料流量分布との対応はついていない。

このように、どの分流板においても、燃料ノズルの中間位置の平均温度が後方に比べ高い値を示している理由の1つに、燃料霧化器からスワラの流れに沿って円錐状に燃料が分散することにより、ノズル中間における燃料濃度が高く、そこでの実効空燃比が低くなる、その結果、中間の領域に沿った軸方向の平均温度上昇が高くなると考えられる。

5.1.4 出口温度不均一率

燃焼器出口の温度不均一率は出口温度の局所的なピーク値を示す無次元値であり、FJR710エンジンの設計点では、出口温度上昇737Kに対し0.2以下の出口温度不均一率が要求される。

KA型燃焼器の分流板Ⅰ、Ⅱ、Ⅲに対して得られた出口温度不均一率の要素データを図27～図29に示す。

分流板Ⅰにおいては、出口温度不均一率の値自体に0.2～0.55の大きなバラツキが見られ、入口空気圧力が7.2ataに上ると、 $\delta_t = 0.28$ 程度におちつく。

分流板Ⅱ、Ⅲにおいては、燃料の霧化特性が向上するため、出口温度不均一率の値は、0.2～0.35の範囲にある。

FJR710/20エンジンの作動線上に、入口空気圧力、風速、空燃比を合せたときの出口温度不均一率の値については、分流板Ⅱの条件が、他の分流板に比べ多少低く、 $\delta_t = 0.25$ 付近の値を示している。この値は、従来の圧力噴霧型を代表する呼称#12ライナの要素試験⁵⁾で得られた

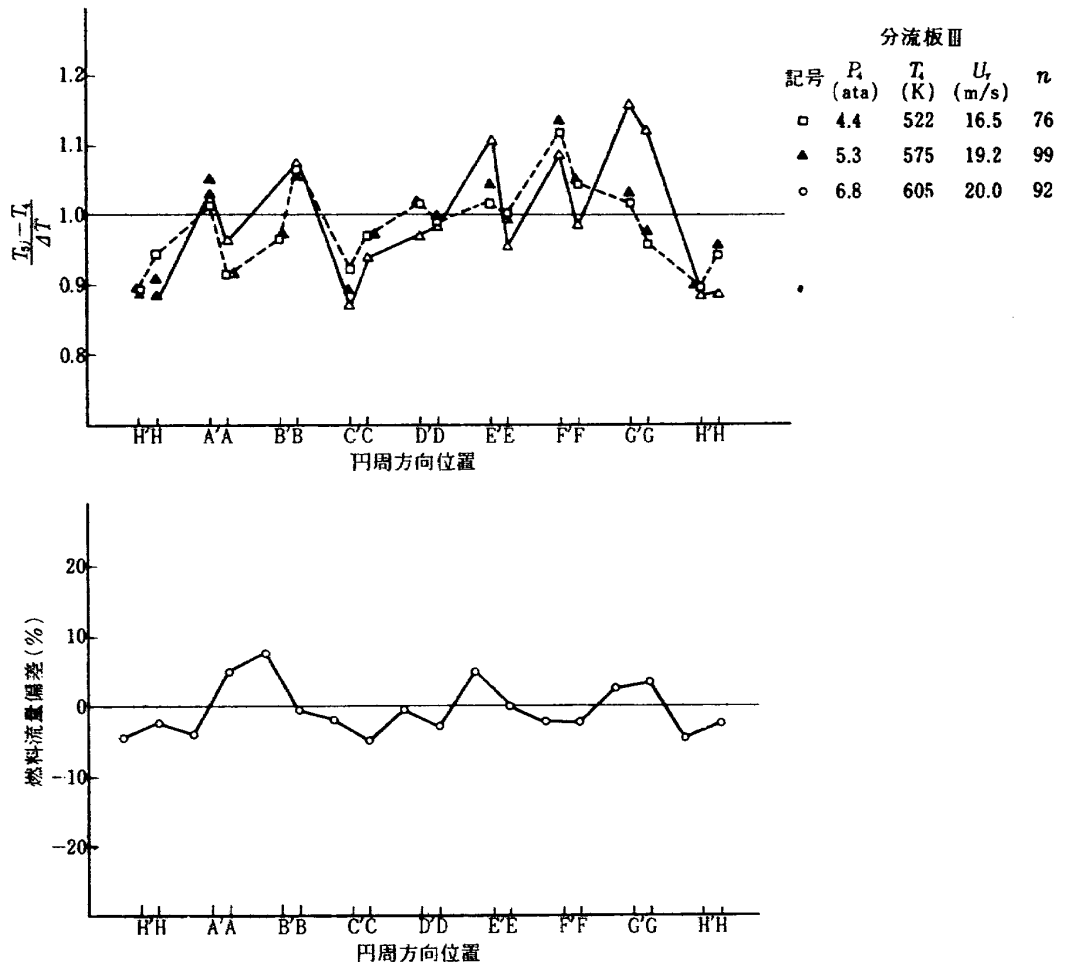


図 26 分流板Ⅲの燃焼器出口周方向温度分布と燃料流量分布

値 $\delta_t = 0.35$ に比べ低く、他の従来形ライナ⁶⁾に比べても同程度又は以下の値を示し、実用上、問題を生じないと考えられる。

5.1.5 全圧損失特性

燃焼器の入口出口温度 T_5/T_4 に対して各分流板における全圧損失係数を図30に示す。

分流板の違いによる全圧損失係数の値の大小を比較すると、温度比 $T_5/T_4 = 1.75$ 付近では、分流板Iの値は26~28、分流板IIの値は25~26、分流板IIIの値は25であり、分流板の空気取入孔の面積が増加するとともに全圧損失係数の値は小さくなることわかる。その他の温度比の条件では、分流板Iに比べ分流板IIの方が低い値を示し、 $\phi = 2.4 \sim 2.7$ の範囲にある。

そこで、分流板の違いを量的に比較するための一例とし

て、入口空気圧力 4.5 ata で実機の作動条件に、風速、空燃比を合せたときの全圧損失係数とライナの全開口面積との関係を図31に示す。この場合、分流板IIの開口面積を基準にした。この図から、全圧損失係数の変化に及ぼす分流板空気取入孔の面積の効果は、分流板IIIより分流板Iの方が大きいことがわかる。

この結果、KA型燃焼器の全圧損失係数の値は、ライナの全開口面積が従来の圧力噴霧型ライナのそれに比べ約18~28%小さいにもかかわらず、従来型と同程度の値を示し、又、FJR710/20エンジンの設計点における許容値 $\phi = 4.5$ に比べ充分余裕があることがわかった。

5.1.6 着火特性

KA型燃料ノズルによる着火試験について、当研究所原動機3号館の環状常圧燃焼器試験装置を用いて行ったので、

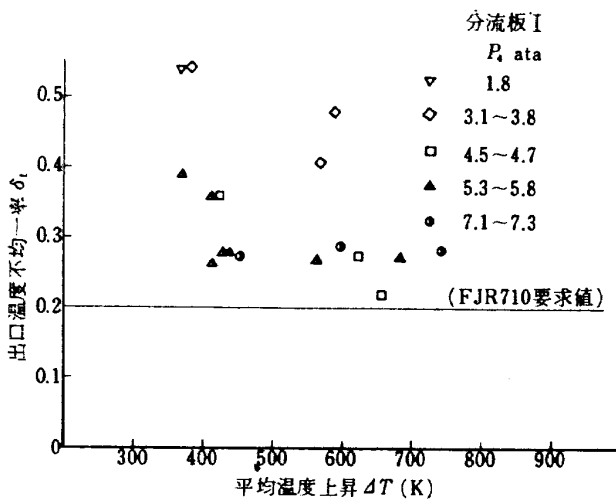


図 27 分流板 I の出口温度不均一率

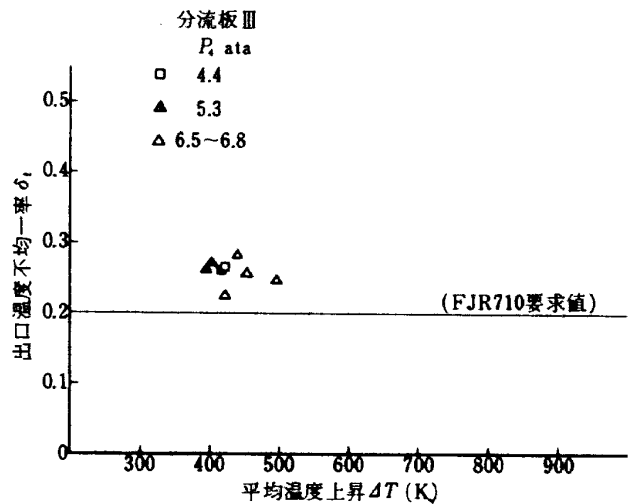


図 29 分流板 III の出口温度不均一率

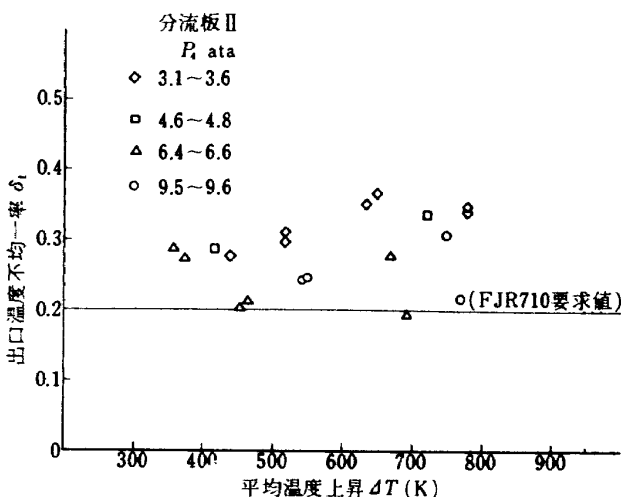


図 28 分流板 II の出口温度不均一率

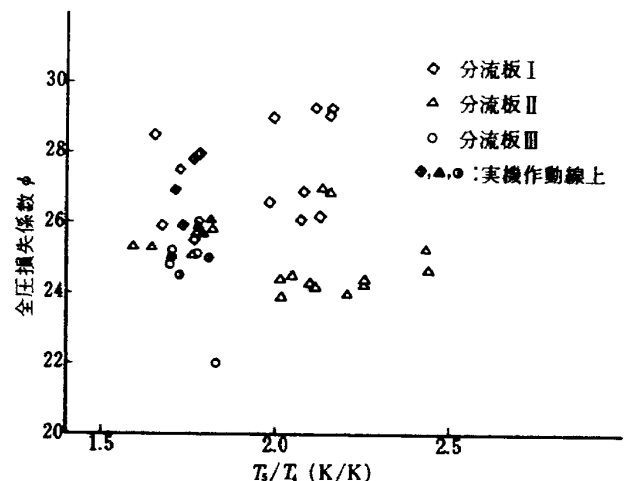


図 30 全圧損失特性

その結果を図32に示す。このとき、分流板Ⅱを用い、点火栓としてFJR710 エンジン用のものを用いた。

プライマリノズルによる着火時の空燃比は、風速8 m/s付近で100程度である。また、原動機6号館の環状高圧燃焼器試験装置を用いた常圧試験でも、風速6~18m/sの範囲において、着火性能に問題のないことが確認できた。

メインノズルによる着火性能は、やはり気流微粒化の度合に依存するため、風速を上昇させないと良くなり、試験の結果、風速9 m/s 以上で、かつ、空燃比70以上で着火できることがわかった。なお、メインノズルによる着火試験は、将来、燃料霧化器による着火方法を採用するのに必要な資料を得るために行った。

5.1.7 燃焼器の火炎安定性

今回の要素試験にわたり、メインノズルのみの燃焼条件下において、振動燃焼あるいは不安定燃焼などの問題は発生せず、又、燃料霧化器における自然発火、逆火の異常状態を発生した痕跡も全くなかった。

次に、プライマリノズルからメインノズルへの燃料の切換えを、風速8~15 m/s の範囲で行ったが、不安定な燃焼状態を起さず、スムーズに行うことができた。なお、実機では、Flow Divider の作動により、燃料切換えの過渡的な状態を伴うため、この点に関しては、今後検討すべき内容のものである。

以上の結果、FJR710 エンジンの作動条件でも、KA型燃焼器は安定な燃焼状態を維持できることが期待できる。

5.1.8 燃焼器ライナの耐久性

本試験中、入口空気圧力、入口空気温度を、それぞれ、

最大14 ata, 700 Kまで一時的に上昇させたときもあり、空燃比50~130の範囲で10時間程度の要素試験を行って来たが、分解所見の結果、燃焼器ライナにHot Spot, カーボン堆積、焼損の痕跡は全くなかった。

内側及び外側ライナの両方において、従来型ライナに見られる周方向での空気孔の焼けはほとんどない、これは、KA型ライナではフィルム冷却空気の噴出部が空気孔の位置にあるためである。空気孔のすぐ後方の焼け具合から判断して、冷却空気孔による冷却効果が充分働いていることがわかった。

遮熱板については、局部的に焼け具合のひどい箇所、熱応力による変形も見られず、遮熱板冷却空気の配分量が適切であることがわかった。また、遮熱板における薄いスートの付着状況から判断して、火炎の片寄りも生じていないことがわかった。

5.2 燃焼器の排出特性

5.2.1 排煙濃度

入口空気圧力に対する排煙濃度の結果を図33に示す。この排煙濃度は、パッハラッパ煙濃度計の読みをAIAスケールに換算した値である。

排煙濃度は、入口空気圧力の上昇に伴って増加し、空燃比が低くなると、高い値を示す傾向にある。分流板Ⅱでは、分流板Ⅲに比べ低い排煙濃度を示し、分流板Ⅱとほぼ同じ分流板空気流入面積を有する高圧セクタ模型の試験の結果と同程度の値となっている。又、従来の圧力噴霧型燃焼器の中でも、実機テストで低い排煙レベルを示した#12ライナの要素試験データ⁵⁾と比較しても、かなり低い排煙濃度になっていることがわかる。

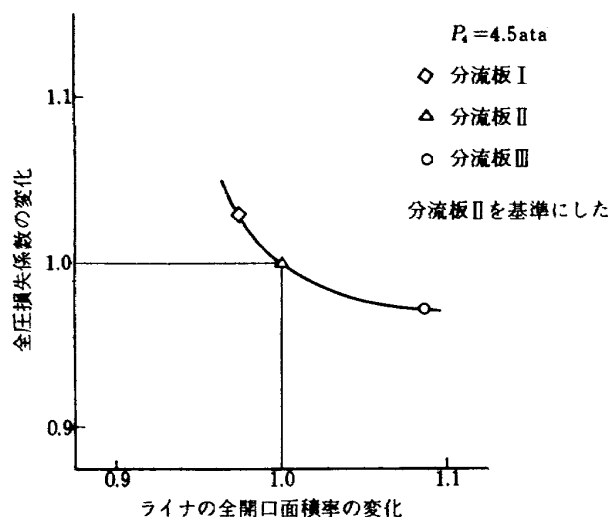


図 31 分流板の違いによる全圧損失係数の変化

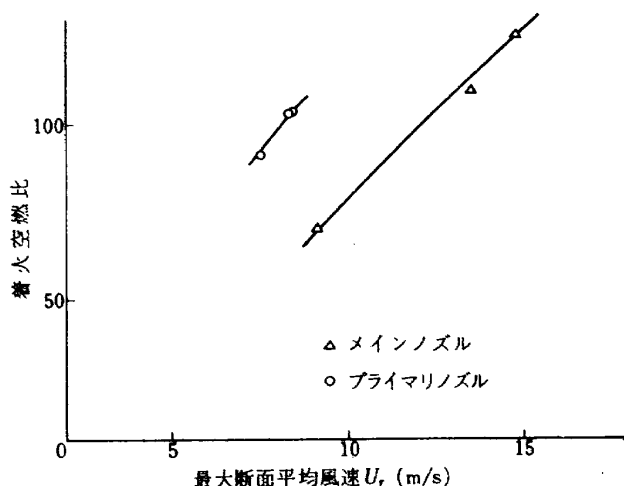


図 32 着火特性

以上のことから、KA型燃焼器に用いた燃料霧化器は、燃料と空気との予混合化ならびに一次燃焼領域の燃料希薄化に大きく貢献し、その結果、燃焼器からの排煙の低減に有効に働いていることがわかった。また、図33の実機作動線に合せたときの結果(図中の△印)からして、もしK

A型燃焼器をFJR710エンジンに適用できれば、EPA規制値はともかく、FJR710の目標値(AIA数25)は、容易に達成することができると考えられる。

5.2.2 一酸化炭素(CO)と未燃焼炭化水素(THC)の排出濃度

燃焼器入口空気圧力に対するCOとTHCの排出濃度の変化を図34に示す。

各分流板における最大断面平均風速、入口空気温度は、図15(a)と15(b)に示したように多少異っているが、図中の帯域についてみると、入口空気圧力の上昇に伴って、COとTHCの排出指数は減少する。また、分流板IとIIIに比べ分流板IIの条件では、COとTHCの排出量が大きく低減している。このことは、燃焼器出口の温度計測より求めた燃焼効率の高低関係に直接対応している。

これまで実機に搭載した従来の圧力噴霧型燃焼器の中でも、COとTHCの排出量が少なかった#12ライナの要素試験結果⁵⁾を図35に示すように、これと比較しても、KA型燃焼器の分流板IIの条件の方がCO及びTHCの排出指数が低く、排出特性の面で優れていることがわかる。

次に、FJR710エンジンの作動条件範囲におけるCO

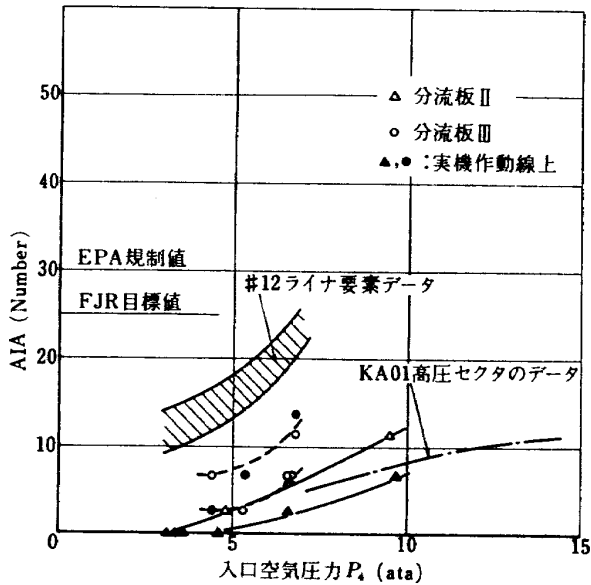


図 33 KA型燃焼器の排煙濃度

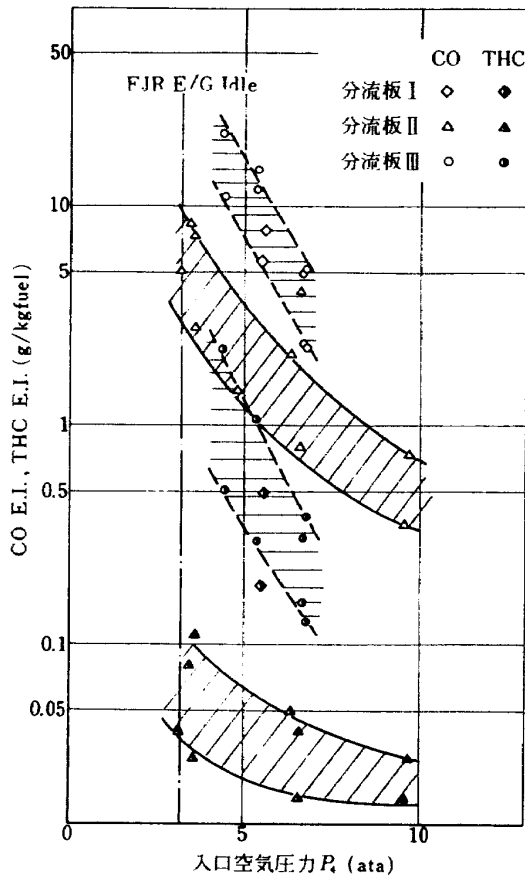


図 34 KA型燃焼器のCO及びTHCの排出濃度

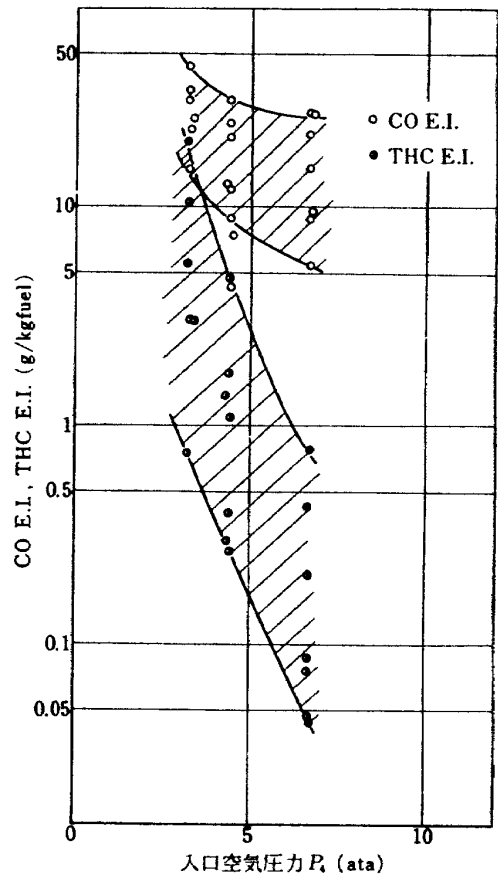


図 35 従来型燃焼器のCO及びTHCの排出濃度⁵⁾

及びTHCの排出傾向を把握するために、燃焼器の作動パラメータとして $P_4 \cdot T_4 / n_g U_r$ (n_g : ガス分析から求めた空燃比)を用いて示したものが図36である。

K A型燃焼器の分流板Ⅲの条件では、46φスワラを用いた従来形の#08及び#12ライナにおける実機運転時の排気データ^{7), 8)}に比べ同程度のCO及びTHC排出濃度を示している。分流板Ⅱの条件におけるCO及びTHCの排出濃度は、実機の排気データに比べ、かなり低くなり、実機のアイドル条件付近(作動パラメータの値にして15)では、THCの排出指数にして1/20、COの排出指数にして1/3程度の低減がなされることが期待できる。

5.2.3 燃焼不完全率とCO及びTHC排出濃度との関係

K A型燃焼器について、ガス分析から求めた燃焼不完全率に対するCO及びTHCの排出指数を図37に示す。図中には、Lipfert⁹⁾が現用航空エンジン燃焼器に関して統計的に整理した排気データを示してある。

同じ燃焼不完全率の値に対して、どの分流板の条件においても、COの排出濃度はLipfertの統計データの値に比べて高く、THCの排出濃度は低くなっている。この傾向は、K A型関係の箱形模型¹⁾ならびに扇形模型²⁾にお

る常圧試験の結果とよく対応している。

このように、燃焼器入口空気が高圧・高温の状態になると、燃焼効率が99%以上になり、効率に対するCO排出濃度の依存度が高くなることわかる。

5.2.4 窒素酸化物(NOx)の排出濃度

入口空気圧力に対するNOxの排出濃度の変化を図38に示す。

NOxの排出濃度は、入口空気圧力の上昇に伴って増加する傾向を示す。なお、図15(a)に示したように、同時に入口温度の上昇も伴っている。入口空気圧力、風速、空燃比の値を実機の作動線に合せてときのNOx排出濃度を各分流板について比較すると、優れた燃焼性を有する分流板Ⅱの条件が一番低い値を示している。

つぎに、ガス分析から求めた燃焼効率(η_{bg})とNOxの排出濃度の関係を図39に示す。各分流板における燃焼効率の高低は、出口温度計測より求めた効率のそれとよく対応している。NOxの排出濃度に及ぼす空燃比の影響については、空燃比の減少すなわち燃料流量の増加に伴って多少排出濃度の増加が見られる。今回の要素データは、実例として示した2種類の実機データ^{7), 8)}と同じオーダのNOx排出

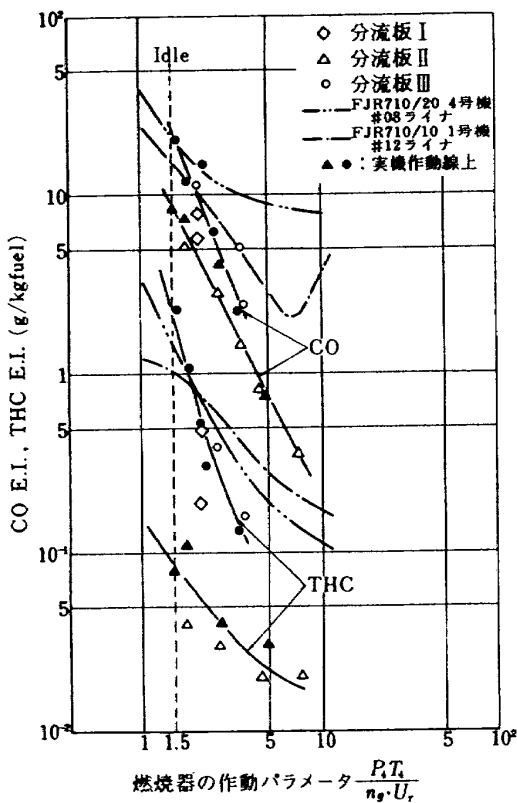


図 36 CO及びTHCの排出に関するKA型要素と実機データとの比較

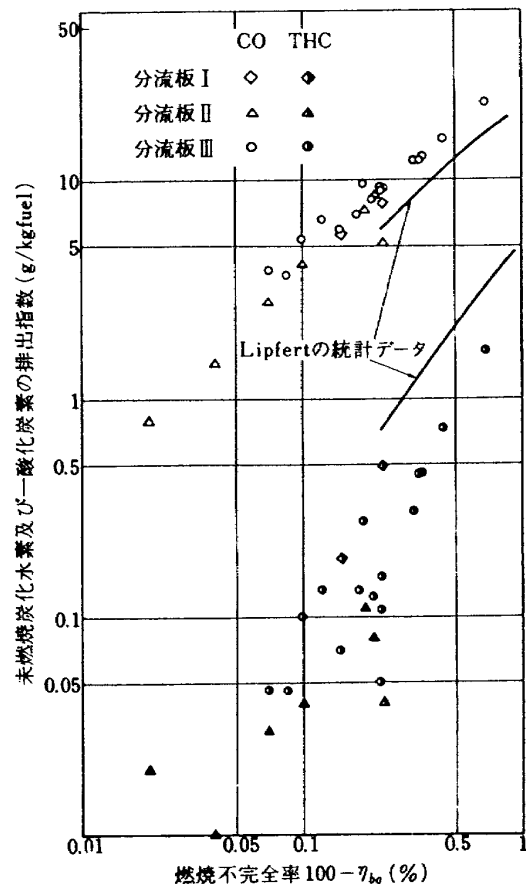


図 37 燃焼不完全率に対するCO, THCの排出特性

指数を示している。実機の燃焼効率が低いのは、多分、要素の入口空気温度がエンジンのそれに比べ高いことに原因していると考えられる。

FJR710/20エンジンの燃焼器作動条件におけるKA型燃焼器のNO_x排出傾向を推定するために、今回の要素における入口空気温度、入口空気の相対湿度を、それぞれ、実機の入口空気温度、標準湿度（乾球温度15℃、相対湿度60%）の状態に、次式¹⁰⁾を用いて換算した。

$$\begin{aligned}
 (\text{NO}_x \text{ E.I.})_{Eng} &= (\text{NO}_x \text{ E.I.})_{Rig} \\
 &\cdot \text{Exp} [0.019(H_{Rig} - H_{st})] \\
 &\cdot \text{Exp} [(T_{4Eng} - T_{4Rig})/288]
 \end{aligned}$$

この推定計算により得られる空燃比50~100の範囲のNO_x排出濃度をFJRエンジンの高圧系回転数 N_2^* に対して図40に示す。なお、ここに示した温度換算に関して

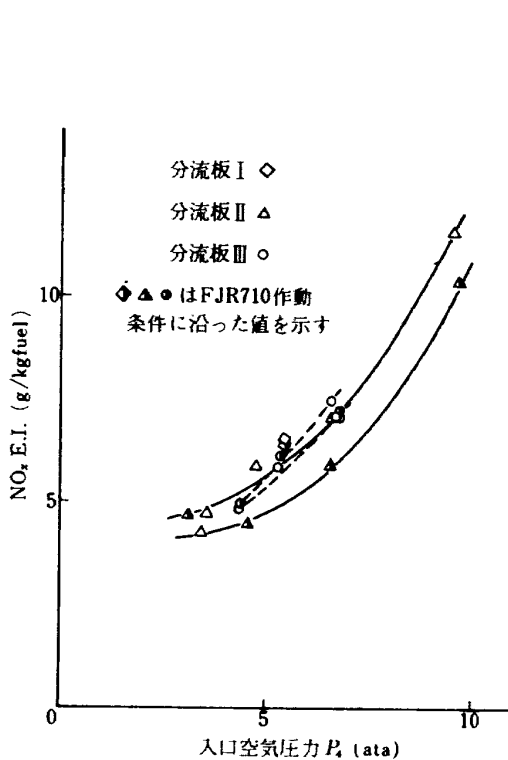


図 38 KA型燃焼器のNO_x 排出濃度

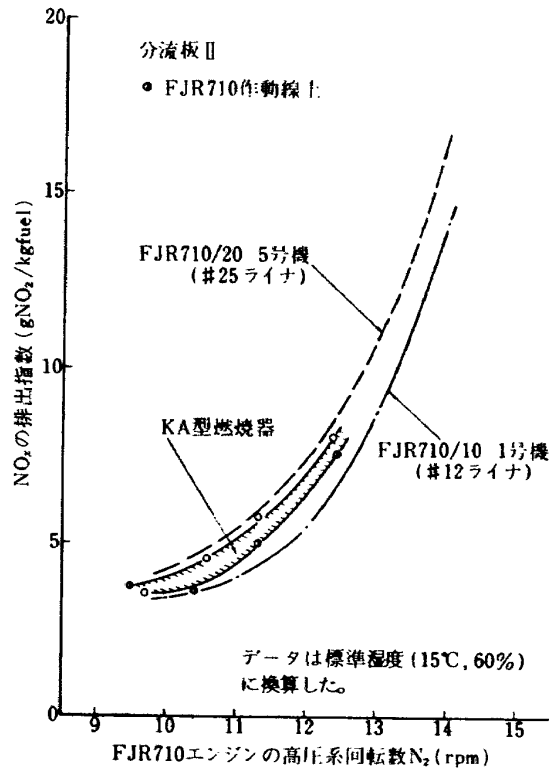


図 40 実機条件におけるNO_x 排出濃度の推定

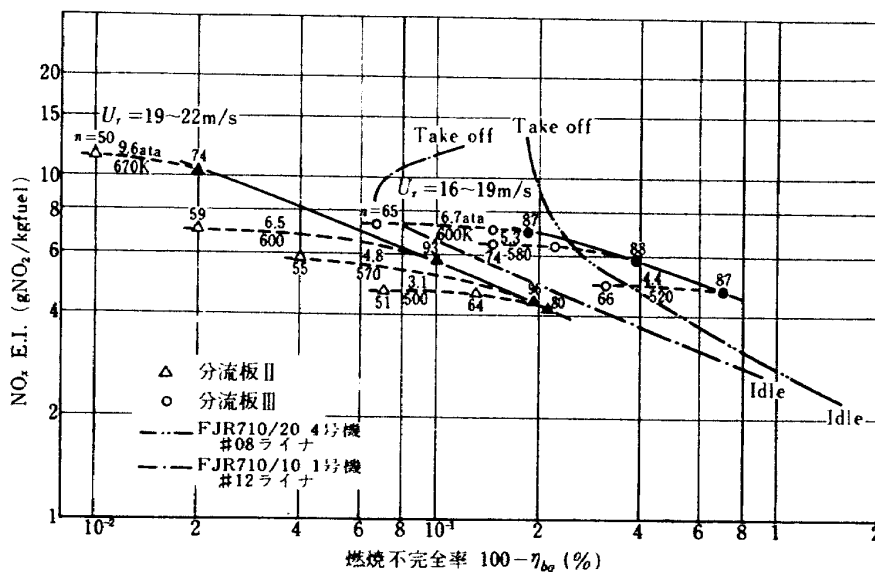


図 39 燃焼不完全率とNO_x 排出濃度の関係

は、常圧の要素テストで妥当性が確認されており、その内容の説明は附録Aに示す。

図40に示した#12ライナの実機データ⁸⁾は、従来の圧力噴霧型燃焼器の中でも、一番低いNOx排出濃度を得ているが、ライナの耐久性に難点があり、FJR710標準型燃焼器の耐久性を向上させたものが#25ライナ¹¹⁾の例である。

実機条件におけるKA型燃焼器のNOx排出濃度の推定値は、#12ライナ及び#25ライナの実機テストの排気データの間中にあり、従来の圧力噴霧型燃焼器と同程度になることが予想できる。

つぎに、FJRエンジンの作動条件に換算したKA型燃焼器のNOx排出濃度の推定値を、現用の航空エンジン燃焼器に関する排気データを統計的に調査したLipfertの資料¹²⁾と比較すると図41のようになる。FJRエンジンのアイドル条件($T_4 = 437\text{ K}$)では、統計データと同程度の値になっているが、入口空気温度の増加すなわち推力の上昇に伴って、Lipfertの統計データより低い値を示している。このとき、両方の勾配は同じになっている。この結果、FJRエンジンの最大出力時におけるNOx排出濃度が、現用のエンジンのそれに比べて低くなることは期待できる。

5.2.5 NOx排出濃度に及ぼす入口空気圧力の効果

KA型燃焼器に関して、環状模型を1/4分割した箱形燃焼器模型の常圧高温試験¹⁴⁾と環状燃焼器模型の高圧燃焼試験で得られたNOxの排気データを用いて、同一形状の分流板に対して、入口空気温度、空燃比、風速の条件を合せ

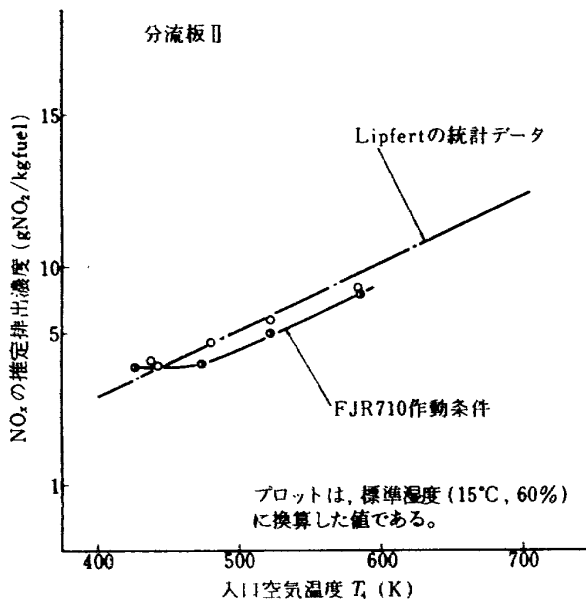


図 41 現用航空エンジンとの比較

たときのNOx排出濃度に及ぼす圧力の効果を圧力指数の形で求めると図43のようになる。なお、入口空気の絶対湿度の条件は合せていない。

NASAで行った一連の燃焼器開発に採用された圧力指数の値は0.5であるが、KA型燃焼器に関しては、図43に示すように、約0.4の値に収束している。なお、当研究所で開発している従来の圧力噴霧型燃焼器に関して圧力指数0.35という値¹²⁾を得ている。この圧力指数の利用価値は、常圧時のNOx排出レベルから高圧時のNOxの排出レベルを予測できることにある。

5.2.6 排気ガス中のNO/NOxモル比と燃焼器入口条件との関係

燃焼器出口における排気ガス中のNO/NOxモル比と燃焼器入口の作動パラメータ $\phi_y \cdot P_4^{0.4} \cdot \text{Exp}(T_4/288)^5$ との関係を図42に示す。図中には、箱形燃焼器模型の常圧データ¹⁴⁾をプロットしている。

常圧データと今回のデータは、この作動パラメータに対して1つの線上に収束し、両者の関連性が示されている。常圧試験の範囲では、パラメータの上昇に伴ってNO/NOx

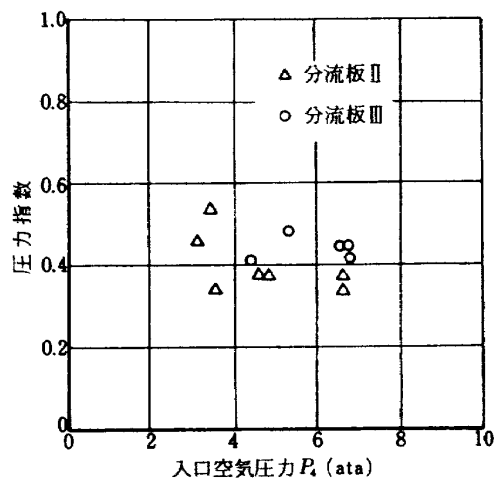


図 42 NOx排出濃度に及ぼす圧力の効果

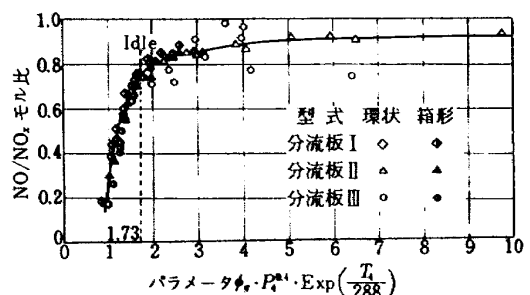


図 43 排気ガス中のNO/NOxモル比

モル比は単調に増加し、高圧試験の範囲では、多少の増加は見られるが、ほぼ 0.9 程度の値になっている。FJR710/20 エンジンの作動範囲では、このパラメータの値は 1.5 から 1.7 まで変化する。その結果、最大出力時に燃焼器から排出される NOx 中の NO 成分の占める容積割合は相当高くなることが考えられる。従って、燃焼器からの NOx 排出量を低減するためには、燃焼器内部で発生する NO 生成を抑制することが要求されることがわかる。

6 まとめ

FJR710 エンジン用高圧燃焼器を対象に、排煙低減を主目的として研究開発を進めている気流微粒化方式の KA 型燃焼器に関して、今回は、実機と同スケールの環状燃焼器模型を設計・試作し、当研究所の高圧燃焼器試験装置を用いて、燃焼器入口状態、分流板の種類を変えて要素試験を行った。その結果、燃焼器の性能及び排出特性について次の事柄が判明した。

燃焼器性能

- (1) 燃焼効率については、分流板の違いによる差異が現われ、中でも、燃料の霧化特性及び火炎安定性の良好な分流板Ⅱの条件が優れ、100%の燃焼効率を示した。
- (2) 出口温度半径方向分布については、分流板の違いによる差異を示したが、分流板Ⅱの条件が実機のタービン側要求分布を満足できる分布形になっている。
- (3) 出口温度円周方向分布については、全般に、燃料ノズルの後方に比べ中間の方が高い平均出口温度を示し、ライナ上流での燃焼負荷をあげる程、周方向分を均一化するための希釈空気孔配置の調整が必要となることがわかった。
- (4) 出口温度不均一率については、分流板からの空気流入量の増加に伴って低い値を示した。分流板Ⅱの場合、実機の作動線に沿った条件で $\delta_t = 0.25$ 付近の値となる。
- (5) 全圧損失係数は、入口空気圧力、空燃比に関係なく、どの分流板においても $\phi = 2.4 \sim 2.8$ の範囲にあり、この値は FJR エンジンの設計点の値より大分小さい。
- (6) 着火性能については、常圧常温下の風速 8 m/s 付近で 100 前後の空燃比で着火した。又、風速 6~18 m/s の範囲で、プライマリノズルの着火性能に問題は生じなかった。
- (7) 火炎安定性については、本試験中、振動燃焼あるいは不安定燃焼の発生がなく、又、燃料霧化器における自然発火、逆火の発生も全くなかった。
- (8) 燃焼器ライナの耐久性については、10 時間以上の高圧試験を行い、最大 14 ata、700 K の入口空気条件にしたことがあったが、分解所見の結果、ライナに Hot

Spot、カーボン堆積、焼損の痕跡は全くなかった。また、試験中、燃料の炭化によるプライマリノズルの詰りも生じなかった。

このように、燃焼器性能の面から見て、KA 型燃焼器は、従来の圧力噴霧型燃焼器に比べ、同等以上の性能を有し、FJR710 エンジンの要求条件をほぼ満足できることがわかった。

燃焼器の排出特性

(9) 排煙濃度は、入口空気圧力の上昇に伴って増加し、空燃比が低くなると高い値を示す。分流板Ⅱの条件は他に比べ低い排煙濃度を示し、圧力噴霧型の #12 ライナの要素データ⁵⁾より大分低い。又、実機の高圧系回転数 12,400 rpm 相当の条件で、AIA 数にして 6.7 の値となり、最大出力時においては、FJR710 の目標値 (AIA 数 25) を達成できると考えられる。この結果、燃料霧化器の採用は、排煙低減に大きく貢献することがわかった。

(10) 一酸化炭素 (CO) 及び未燃焼炭化水素 (THC) の排出については、分流板Ⅱの条件が他に比べ低い排出濃度を示し、又、#12 ライナの要素データに比べ低くなっている。燃焼器の作動パラメータ $\frac{P_4 \cdot T_4}{n_g \cdot U_r}$ で整理したところ、アイドル条件の実機データに比べ CO にして約 1/3、THC にして約 1/20 まで低減し、又、その他の作動条件でも低減効果を示している。

(11) 窒素酸化物 (NOx) の排出濃度は、入口空気圧力及び温度の上昇に伴い増加する。分流板Ⅱの条件は他のものに比べ低い排出濃度を示した。このデータを実機条件に換算したところ、従来型と同程度の排出レベルになること、また、現用エンジンの統計データに比べ、エンジン推力の上昇に伴う増加の傾向は似ており、排出濃度の値は低いことがわかった。

(12) NOx 排出濃度に及ぼす入口空気圧力及び温度の効果を表わす式

$$\text{NO}_x \text{ E.I.} \propto P_4^{0.4} \cdot \text{Exp}(T_4/288)$$

の妥当性が得られた。また、KA 型燃焼器に関し、この式は、常圧時の NOx 排出データから高圧時の排出値を予測するのに有効となる。

(13) KA 型燃焼器からの排気ガス中の NO/NOx モル比について、常圧時及び高圧時のデータを、パラメータ $\phi_g \cdot P_4^{0.4} \cdot \text{Exp}(T_4/288)$ で関係づけることができた。

上記した燃焼器の性能および排出特性の結果から、FJR710 エンジンへの KA 型燃焼器の適用性はほぼ満足され、特に、排出低減の面から判断して、従来の圧力噴霧型燃焼器にとって代るだけの価値のあることはわかった。

今後、KA 型燃焼器を実機装着用として発展させていく

ためには、耐久性向上に関し従来型ライナの実績を活用し、かつ、実機における過渡的な作動条件、燃焼器入口の風速分布、抽気条件などを考慮した研究開発を進める必要がある。

参考文献及び資料

- 1) 江口邦久・石井浅五郎・鈴木邦男：航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発（Ⅰ，箱形燃焼器の要素特性）航技研資料TM-378（1979-1）
- 2) 江口邦久・石井浅五郎・鈴木邦男：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）航技研資料TM-373（1978-11）
- 3) 鈴木邦男・石井浅五郎：高压燃焼器の研究（Ⅳ）アニューラ型燃焼器模型（呼称CC20-2）の実験結果，航技研資料TM-292（1976-2）
- 4) 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）
- 5) 江口邦久・石井浅五郎・鈴木邦男他：高压燃焼器の研究（Ⅴ），呼称#12ライナの要素試験結果，航技研資料TM-358（1978-7）
- 6) 鈴木邦男・石井浅五郎：高压燃焼器の研究（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）
- 7) 田頭健他：FJR710/20運転時の排ガス分析結果（4号機初回運転時，組込ライナ#08ライナ），報告書

（1975-4）

- 8) 斎藤隆，山田秀志他：FJR710/10（E/G#001，ライナ#12）排気測定結果，FJR710燃焼器技術打合せ会資料（1976-7）
- 9) Lipfert, F.W.: Correlation of Gas Turbine Emission Data, ASME paper 72-GT-60
- 10) Roberts, R. et al: Low Pollution Combustor Design for CTOL Engine Results of Experimental Clean Combustor Program, AIAA Paper No 76-762
- 11) 田頭健他，FJR710/20排ガス分析結果（5号機16回運転#25ライナ），FJR710燃焼器技術打合せ会資料（1978）
- 12) Aircraft Technology Assessment: Status of the Gas Turbine Program, U.S. EPA, December 1976
- 13) K.Suzuki, A Ishii et al: An Experimental Study of NOx Emission Control of Gas Turbine Combustors, 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, Paper No21
- 14) 江口邦久・石井浅五郎・鈴木邦男：航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発（Ⅲ，箱形燃焼器の改良特性），航技研資料，近刊予定

附 録 A

KA型環状燃焼器を1/4分割し、二次元化した箱形燃焼器模型について、最大断面平均風速19 m/s一定とし、入口空気温度を520 Kから600 Kに変えて、常圧下で燃焼器出口のNOx排出濃度を測定した。

この結果、入口空気温度とNOx排出濃度の関係は指数関数として表わすことができることがわかった。そこで、同一空燃比においてNOx排出濃度に及ぼす入口空気温度の効果を、次式により、温度係数の形で求めた。

$$C_T = \frac{(T_{4a} - T_{4b})}{\ln[(NO_x \text{ E.I.})_a / (NO_x \text{ E.I.})_b]}$$

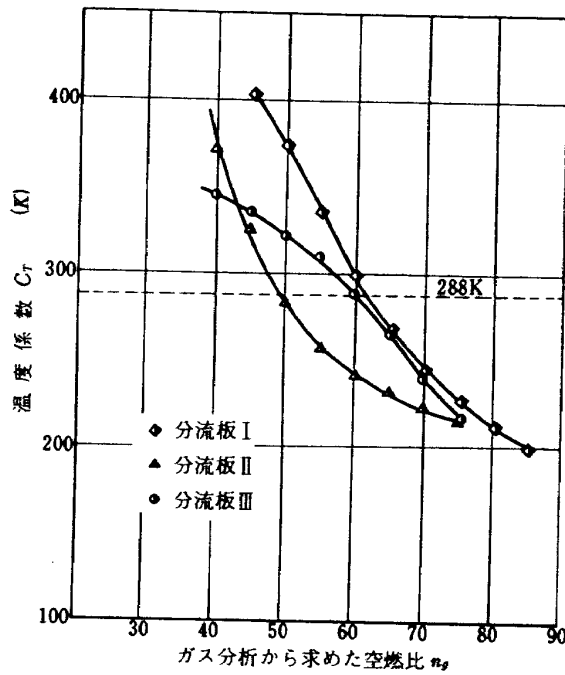
ここで、

C_T : NOxに関する温度係数(K)

a, b : 燃焼器入口状態

これより求めた空燃比と温度係数の関係を付図1に示す。空燃比が高くなると温度係数は、どの分流板においても、小さくなる。これは、空燃比が高い場合、同じ入口温度上昇に対して、NOx排出濃度の増加割合が大きいことを意味している。

NASA関係で採用している温度係数は $C_T = 288\text{K}$ であり、この数値の妥当性については、この結果により確認できた。



付図1 NOx排出に及ぼす入口空気温度の効果 (箱形燃焼器)

附 録 B

付表 1, 2, 3 に、当研究所原動機 6 号館の環状高圧燃焼試験装置を用いて行った K A 型燃焼器の要素試験データを示す。

附表1 KA型環状燃焼器

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	δt
612040020	1,787	3,523	0.0317	18.75	4843	853.7	369.3	0.540
30	3,641	7,026	0.0553	19.91	525.6	908.6	383.0	0.541
40	3,641	6,296	0.0818	17.90	527.5	1,116.2	588.7	0.479
40	3,786	6,669	0.0817	18.33	522.9	1,097.5	567.6	0.406
50	3,130	5,415	0.0155	18.96	558.4	584.8	26.4	4.190
612100010	4,499	7,221	0.0730	17.77	563.9	987.9	424.0	0.360
20	4,599	7,013	0.1046	17.25	576.1	1,191.1	623.6	0.275
30	5,443	8,301	0.0817	17.65	589.6	1,001.0	411.4	0.358
40	5,554	8,131	0.1128	17.04	593.0	1,157.2	564.2	0.269
50	7,230	11,446	0.1267	18.66	600.4	1,054.8	454.4	0.274
60	7,141	10,833	0.1616	17.95	602.7	1,200.1	597.4	0.289
70	7,285	10,945	0.1934	17.80	603.7	1,294.5	690.8	0.283
80	5,831	8,546	0.1481	17.36	603.3	1,287.8	684.5	0.274
90	5,320	7,987	0.0699	17.80	603.8	973.8	370.0	0.390
110	4,687	6,623	0.1100	16.72	602.8	1,259.0	656.2	0.221
612170010	5,530	8,858	0.0904	17.73	564.0	993.5	429.5	0.279
21	5,441	8,468	0.0837	17.32	567.0	980.5	414.0	0.264
22	5,441	8,332	0.0867	17.11	569.2	1,002.3	433.1	0.279

の要素試験データ(分流板工)

T_5/T_4	ϕ	n	η_b %	L_b Kcal/m ² · h·atm	スモーク		COE. I. COg/kg fuel	THCE. I. CH ₂ g/kg fuel	NOx E. I. NO ₂ g/kg fuel
					B. B	AIA			
1,770	25.5	111.0	98.2	$\times 10^8$ 0.264					
1,729	27.5	127.1	115.3	0.265					
2,130	26.2	77.0	110.2	0.375					
2,075	26.1	81.6	111.4	0.364					
1,047	25.8	348.4	23.1	0.174					
1,767	27.8	98.9	102.3	$\times 10^8$ 0.251					
2,082	26.9	67.1	101.4	0.349					
1,712	26.9	101.6	102.2	0.232					
1,981	26.6	72.1	101.5	0.312					
1,782	28.0	90.4	101.9	0.270					
1,997	29.0	67.0	97.9	0.335					
2,160	29.1	56.6	97.0	0.390					
2,163	29.3	57.7	99.0	0.380					
1,651	28.5	114.2	107.2	0.213					
2,115	29.3	60.2	98.7	0.351					
1,779	25.7	98.0	103.0	$\times 10^8$ 0.255			7,648	0.490	6,507
1,672	25.9	101.2	92.2	0.215			5,616	0.185	6,442
1,731	25.9	96.1	95.8	0.231					

附表2 KA型環状燃焼器

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
703160010	6,296	12,669	0.1160	2299	582.1	955.8	373.8	0.273
21	9,649	17,361	0.2363	2347	664.5	1,206.3	541.8	0.244
22	9,560	17,131	0.2369	2361	671.3	1,221.5	550.2	0.247
31	9,516	15,660	0.3136	2188	677.3	1,445.9	768.6	0.219
32	9,472	15,519	0.3099	2187	679.8	1,427.6	747.8	0.309
703170011	3,409	6,612	0.0824	1882	494.2	1,011.8	517.6	0.311
12	3,387	6,524	0.0808	1923	508.6	1,024.8	516.2	0.297
21	3,131	5,670	0.0891	18.96	533.3	1,167.8	634.5	0.353
22	3,121	5,572	0.0898	18.83	509.9	1,186.1	648.9	0.368
31	3,542	6,067	0.1180	18.19	541.2	1,320.6	779.4	0.350
32	3,554	5,991	0.1180	18.00	543.9	1,332.0	778.2	0.343
41	4,575	8,927	0.0931	2124	554.6	993.4	438.8	0.278
42	4,531	8,932	0.0909	21.64	559.1	984.9	425.8	0.288
51	4,775	8,183	0.1497	19.28	573.1	1,294.4	721.3	0.338
52	4,752	8,183	0.1485	19.39	573.6	1,293.5	720.0	0.339
61	6,540	12,621	0.1353	22.37	590.5	1,043.5	454.9	0.210
62	6,418	12,355	0.1350	22.47	594.5	1,057.5	463.1	0.212
71	6,540	11,373	0.1933	20.45	599.0	1,291.4	692.4	0.195
72	6,573	11,431	0.1924	20.52	601.0	1,270.1	669.1	0.278
81	6,395	12,670	0.1082	23.50	604.2	961.5	357.3	0.288

附表3 KA型燃焼器の

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
701260011	4,401	7,099	0.0737	16.53	521.9	944.5	422.6	0.266
12	4,366	6,971	0.0737	16.71	533.1	952.6	419.5	0.269
21	5,299	9,255	0.0916	19.39	565.1	960.9	395.4	0.261
22	5,327	9,045	0.0915	19.18	575.3	979.2	403.9	0.273
31	6,555	9,470	0.1103	16.88	595.2	1,050.1	454.9	0.257
32	6,658	9,014	0.1111	15.90	598.2	1,096.3	498.1	0.247
41	6,743	10,313	0.1113	18.10	602.9	1,025.4	422.4	0.225
42	6,753	10,204	0.1116	19.95	505.1	1,044.9	439.8	0.282

の要素試験データ(分流板Ⅱ)

T_5/T_4	ϕ	n	η_b %	L_b Kcal/m ² · h·atm $\times 10^8$	スモーク		COE. I. CO g/kg fuel	THCE. I. CH ₂ g/kg fuel	NOx E. I. NO ₂ g/kg fuel
					B. B	AIA			
1642	25.3	1092	107.5	0.300			2.10	0.05	9.02
1815	26.1	73.5	109.5	0.406	2	6.7	0.74	0.03	10.34
1819	25.8	72.3	109.7	0.411					
2135	27.0	49.9	109.6	0.546	3	11.3	0.35	0.02	11.54
2.100	24.3	50.1	106.9	0.529					
2.047	24.5	80.3	109.5	0.400	0	0	8.28	0.08	4.26
2.015	24.4	80.7	110.2	0.398					
2.190	23.9	63.6	109.3	0.470	0	0	5.14	0.04	4.69
2.208	24.0	62.0	109.3	0.476					
2.440	24.7	51.4	111.0	0.559	0	0	2.79	0.03	4.70
2.431	25.3	50.8	109.6	0.551					
1.791	25.7	95.9	111.0	0.342	0	0	7.32	0.11	4.45
1.762	25.1	98.2	110.3	0.335					
2.258	24.4	54.6	109.1	0.518	1	2.7	1.46	0.01	5.88
2.255	24.3	55.1	109.8	0.519					
1.770	25.9	93.3	113.1	0.334	1	2.7	4.11	0.04	5.89
1.779	25.7	91.5	113.2	0.360					
2.156	26.9	58.4	112.8	0.504	2	6.7	0.79	0.02	7.04
2.113	24.2	59.4	109.9	0.487					
1.591	25.3	117.1	110.3	0.282					

要素試験データ(分流板Ⅲ)

T_5/T_4	ϕ	n	η_b %	L_b Kcal/m ² · h·atm $\times 10^8$	スモーク		COE. I. CO g/kg fuel	THCE. I. CH ₂ g/kg fuel	NOx E. I. NO ₂ g/kg fuel
					B. B	AIA			
1,810	25.0	96.3	97.2	0.246	1	2.7	11.06	0.516	4,958
1,787	26.0	94.6	94.9	0.242	2	6.7	20.15	2.249	4,881
1,699	24.8	101.1	95.6	0.250	1	2.7	11.97	1.071	5,842
1,702	25.0	98.9	95.7	0.249	2	6.7	14.69	0.299	6,108
1,764	25.1	85.8	94.0	0.239	2	6.7	2.38	0.154	7,417
1,833	22.0	81.1	97.5	0.246	2	6.7	4.94	0.307	7,071
1,701	25.2	92.6	94.1	0.235	3	11.3	6.19	0.380	7,010
1,727	24.5	91.5	96.7	0.242	2.5	13.7	2.28	0.127	7,202

航空宇宙技術研究所資料375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1889
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
