

UDC 621.452.322.034

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-358

高圧燃焼器の研究 (VII)

——呼称 # 12 ライナの要素試験結果——

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・小倉五郎・黒沢要治

1978 年 7 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*
実 験 計 測	酒井規行** 遠崎良樹** 北原一起** 中越元行** 国師正一** 藤田武志**
資 料 提 供	田頭 健*** 宮武宏和***

* 原動機部

** 川崎重工業(株)

*** 石川島播磨重工業(株)

目 次

1. ま え が き	1
2. 記 号 と 単 位	2
3. 燃 焼 器 の 構 成	3
3.1 燃焼器ケーシング	4
3.2 燃焼器ライナ	4
3.3 分 流 板	5
3.4 隔壁板および遮熱板	5
3.5 スワ ー ラ	5
3.6 燃料噴射弁	5
4. 試験装置および内容	6
4.1 試 験 装 置	6
4.2 試 験 内 容	6
5. 試験結果と検討	7
5.1 燃焼器の性能結果	7
5.1.1 燃焼器入口の全圧分布	7
5.1.2 燃焼効率特性	7
5.1.3 出口温度半径方向分布	8
5.1.4 出口温度円周方向分布	10
5.1.5 出口温度不均一率	12
5.1.6 全圧損失特性	12
5.1.7 燃焼器ライナの耐久性について	13
5.2 燃焼器の排出特性	13
5.2.1 採取ガス濃度	13
5.2.2 排 煙 濃 度	14
5.2.3 一酸化炭素と未燃焼炭化水素の排出濃度	14
5.2.4 窒素酸化物の排出濃度	14
6. ま と め	15
参考文献および資料	16
付 録 A	16

高圧燃焼器の研究 (Ⅶ)*

—呼称 #12 ライナの要素試験結果—

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****小倉 五郎** 黒沢 要治**

概 要

昭和 46 年度から進めている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」の一環として FJR 710 ターボファンエンジン燃焼器の開発に必要な設計資料を得ることを目的に、当研究所原動機部では燃焼器要素試験を行っている。本報告では、呼称 #12 ライナの環状燃焼器について、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 3 ~ 7 ata の要素試験を行い、#12 ライナの実機試験データと比較検討し、要素と実機との相互関係を調べた。

この #12 ライナ燃焼器は、現在まで FJR 710/10 および 20 エンジンに搭載した圧力噴霧形燃焼器の中で、煙、大気汚染成分（一酸化炭素、未燃焼炭化水素、窒素酸化物）の低い排出レベルを示したものである。

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 FJR 710 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。これまでの燃焼器開発においては、要素よりも実機試験が時間的に先行することが多く、実機と要素との相互関係を調べた資料は数少ない。本試験は、FJR 710 用高圧燃焼器の排出ガス特性における

実機と要素の関連性を把握し、要素段階における燃焼器開発にとって有用な指針と資料を得ることを目的とした。

今回の要素試験に用いた燃焼器ライナは、FJR 710 にて実機試験を終了した呼称 #12 ライナである。このライナは、要素開発の段階で、排煙濃度をさげるために一次燃焼領域に補助空気孔の採用を試みている。又、燃料と空気の混合促進を図るために 46φ スワールを用いている。その結果、図 1 及び表 1 に示すように、エンジン運転時の排煙濃度（スモーク）は他の #08、#10 ライナに比べ大巾に低い値を示し、米国の EPA 規制値に

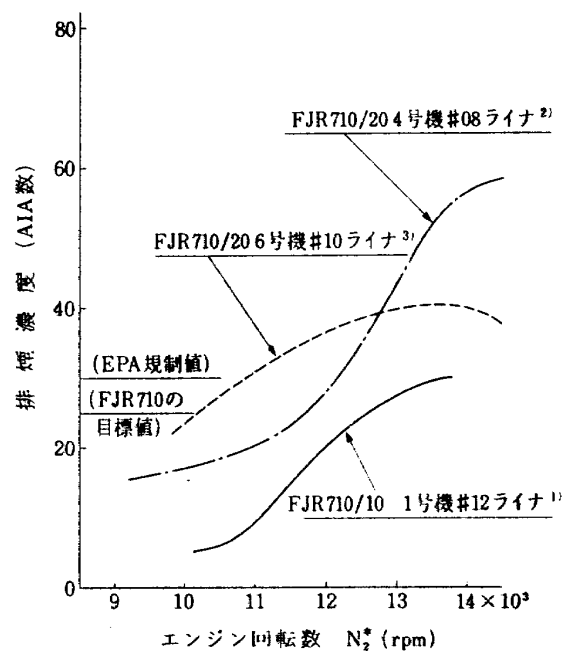


図 1 FJR 710 エンジンの排煙濃度

* 昭和 53 年 6 月 1 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

近い値を得ている。一酸化炭素 (CO) を除くと、未燃炭化水素 (THC) の排出レベルは EPA 規制値を満足できる値を得、窒素酸化物 (NO_x) の排出レベルはほぼ近い値を示している。図2の NO_x 排出特性からしても、圧力噴霧形燃焼器に対して統計的に調べた。

Lipfert の資料⁴⁾ に比べ、エンジンの作動範囲全体にわたって低い排出濃度を示している。ただし、このライナに起きた問題は、数時間のエンジン耐久テスト⁵⁾ で内側ライナに局所的な焼損箇所が数か所発生したことであり、燃焼器としての耐久性に難点がある。この原因としては、燃焼器入口において半径方向に不均一な風速分布が存在すること、又、採用したスワローと補助空気孔の組合せから一次燃焼領域のライナ近傍における燃焼が促進されたことなどから内側ライナの冷却が不十分になっ

たためと考えられる。

そこで、今回の要素試験では、呼称 #12 ライナの内側を新製して交換し、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 3 ~ 7 ata までの燃焼試験を行い、次の項目について主に調査した。

- (1) 燃焼器入口側に半径方向風速分布を与えたときの燃焼器性能に及ぼす影響
- (2) 実機と要素における排出ガスデータの比較・検討および相互関係

試験の結果、燃焼器入口に半径方向風速分布をつけることにより実機条件に近づくことが判明した。また、大気汚染成分の排出特性も実機測定結果と関連づけることができた。

2. 記号と単位

A_k	空気孔開口面積	0.03 m ²
A_t	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 (噴射弁後方)	
$A', B', \dots H'$	"	(噴射弁中間)
H	絶対湿度	水分の g 数 / 乾燥空気 1 kg
L_b	燃焼器負荷率	Kcal / m ³ · h · atm
n_m	流量から求めた空燃比	wa / wf
n_g	ガス分析から求めた空燃比	
P_0	大気圧	kg / cm ² abs
P_4	燃焼器入口空気圧力	kg / cm ² abs (= ata)
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	$\Delta T = T_5 - T_4$ deg K
U_r	燃焼器最大断面平均風速	m / s

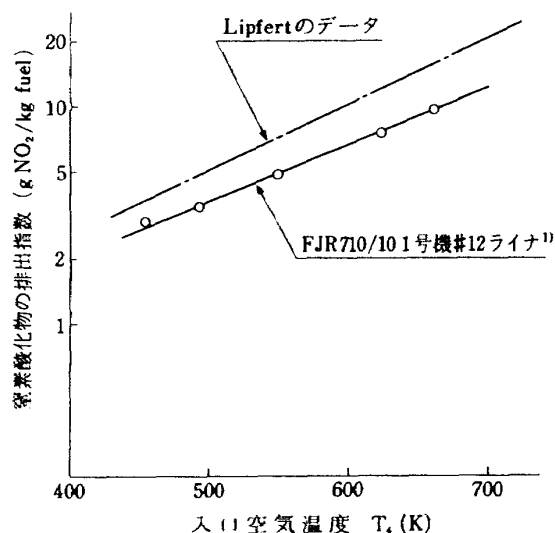


図 2 FJR710 エンジンの NO_x 排出特性

表 1. FJR710 エンジン用燃焼器の排出値 1), 2), 3)

	FJR710/204号機 #08 ライナ	FJR710/206号機 #10 ライナ	FJR710/101号機 #12 ライナ	EPA1979年 規制値
スモーク AIA 数	58	40	28	30 以下
一酸化炭素 CO^*	14.9	—	5.5 ~ 8.7	4.3
未燃炭化水素 THC^*	1.19	—	0.413	0.8
窒素酸化物 NO_x^*	3.34	—	3.07	3.0

* エンジンテストの排出濃度の結果を用いて、EPA 規制による LTO サイクルで計算した EPA パラメータであり、単位は Kg / 1000 Kg 推力 · 時間 · サイクルである。

w_a 入口空気流量 kg/s w_f 燃料流量 kg/s $x E. I.$ 排気ガス中の x 成分の排出指数 g / 燃料 1 kg T_4 入口空気の比重量 kg/m^3 δt 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 ϕ_g ガス分析から求めた当量比

(添字)

 Eng エンジンテスト Rig 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. 燃焼器の構成

呼称 # 12 ライナを試験する環状高圧燃焼器模型は図 3 に示すケーシング, ライナ, 分流板, 隔壁板, 遮熱板, スワラ, 燃料噴射弁から構成されており, 以下に各々の諸元を記す。

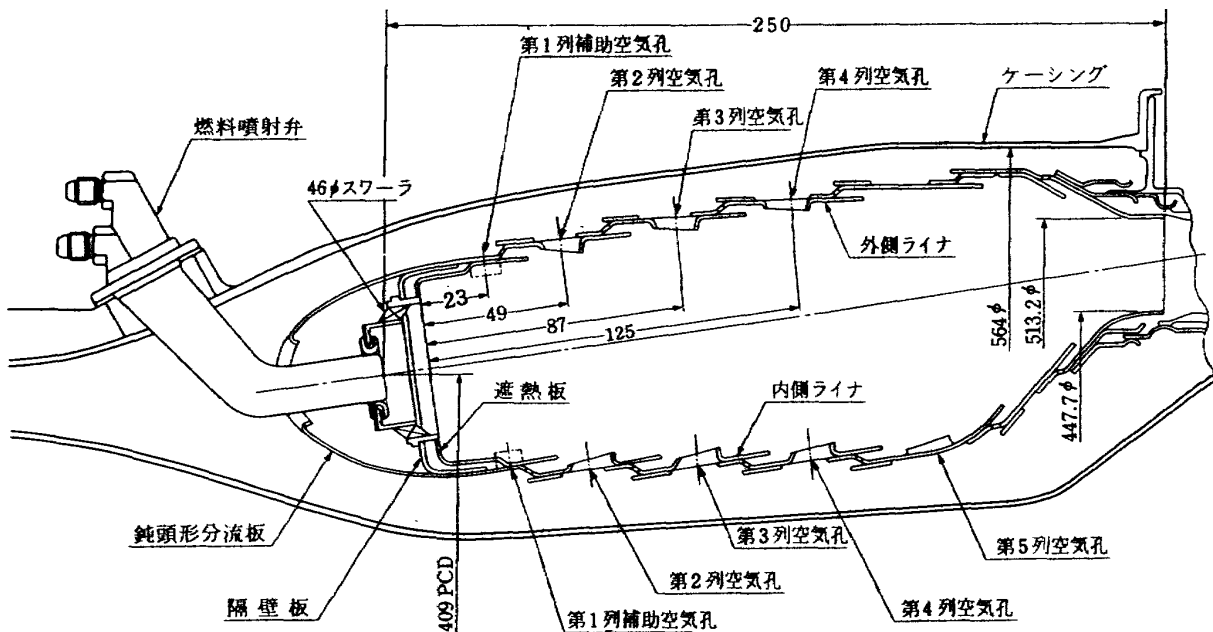


図 3 呼称 # 12 ライナの環状高圧燃焼器模型

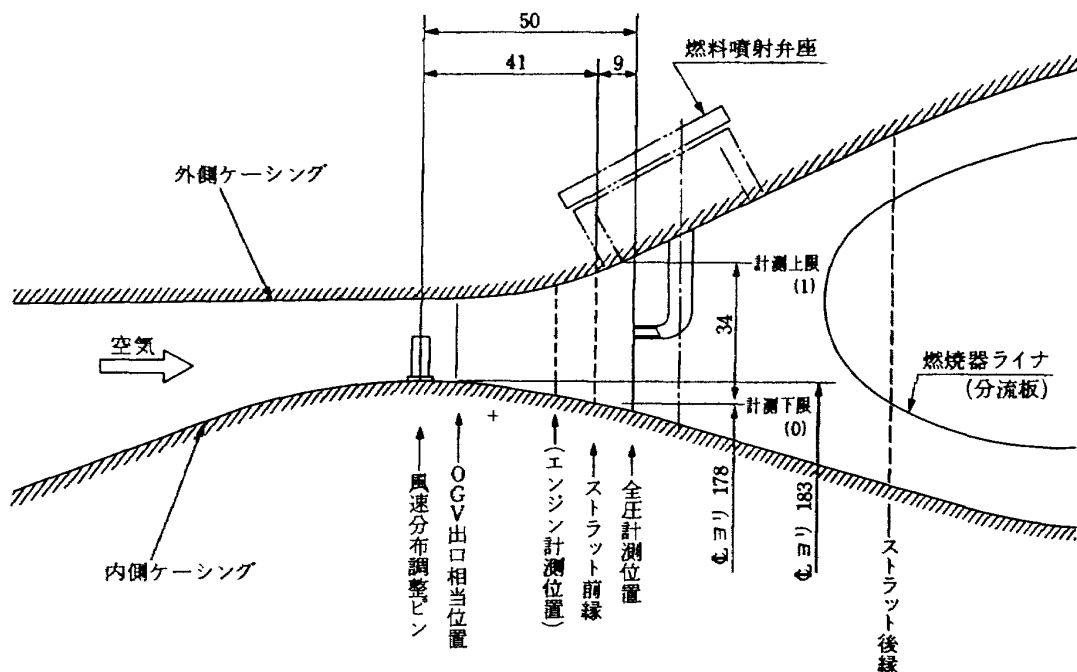


図 4 入口全圧分布計測位置 (軸方向)

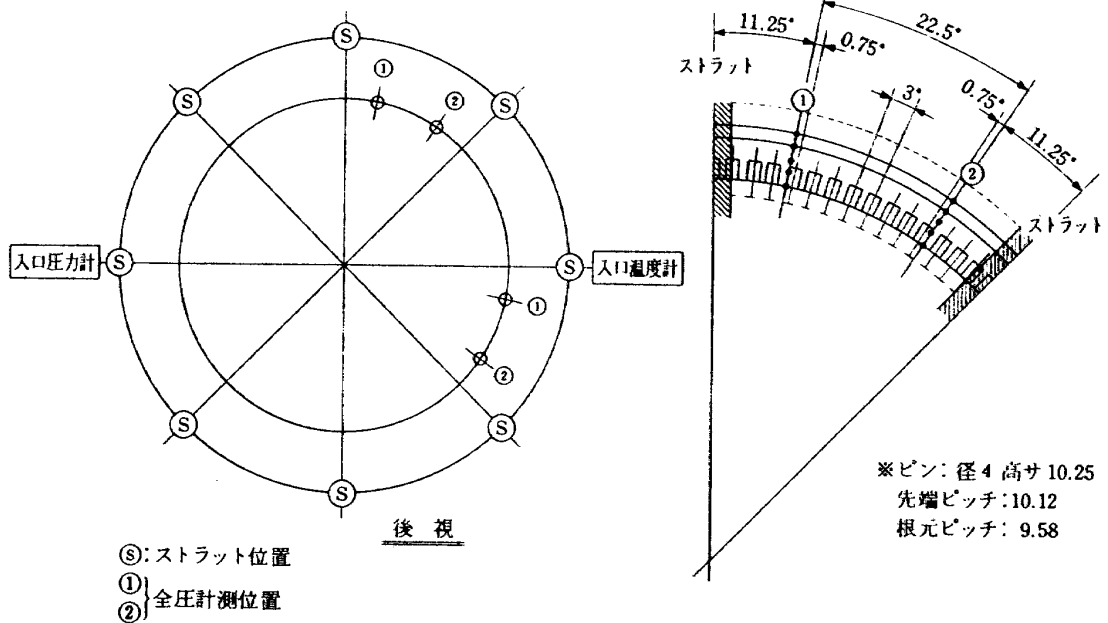


図 5 入口全圧分布計測位置 (周方向)

3.1 燃焼器ケーシング

ケーシングは、FJR710/10ケーシングとはほぼ同一の呼称 CC40H-1 を用いた。燃焼器入口空気流の半径方向全圧分布を与えるために、図4、図5に示す通りストラット前縁より41 mm 上流側位置に風速分布調整ピン(径 4 mm、高さ 10.25 mm)を円周 120 個設けた。この調整ピンより下流 50 mm の位置で、燃料噴射弁座に全圧測定管(内径 2 mm、外径 3 mm)を取付け、通風時の半径方向全圧分布を円周 2ヶ所で計測した。

3.2 燃焼器ライナ

呼称 # 12 ライナの空気孔配置は、図3、図6に示すように外側ライナは補助空気孔を含めて軸方向 4 列、内側ライナは軸方向 5 列で最終列のみ円周方向に千鳥配列としている。

内側および外側ライナのスワラ後方で遮熱板より 23 mm の位置に設けた補助空気孔(径 8 mm)は、スワラの流れによって形成される再循環流域内の燃料濃度をさげて一次燃焼領域における燃料希薄化を行い、燃焼器出口の排煙低減化を図るためのものである。

内側ライナの最終列空気孔を千鳥配列にしたのは、J R 100 燃焼器に採用した千鳥形希釈孔⁶⁾の考えをとり入れて燃焼器出口の円周方向温度分布の均一化を目的としたものである。

呼称 # 12 ライナの外観を写真で図7に示す。

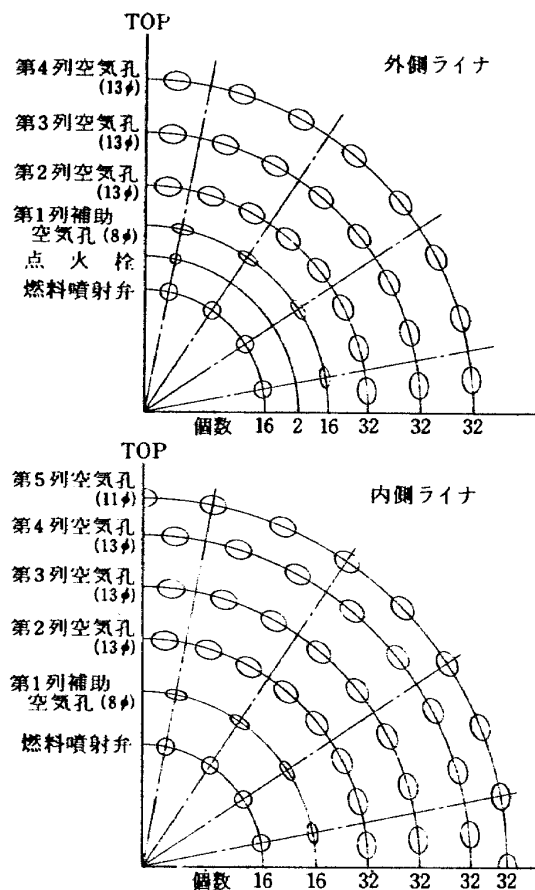


図 6 呼称#12 ライナの空気孔配置

3.3 分 流 板

分流板の形状は、図3に示す鈍頭形で、入口風速分布の影響に対し鈍感と考えられ、従来の標準形(くちばし形)に比べ加工性、重量軽減の面で優れており、燃料噴射弁の挿入孔を兼ねたスワール空気取入孔の製作精度も高く、空気流入量の調整が容易である。スワール空気取入孔の形状は $28 \times 30 \text{ mm}$ の長円形である。

3.4 隔壁板及び遮熱板

隔壁板と遮熱板は、図3に示すように、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し、そのスペントフローは遮熱板にあり

た穴を通してライナ内に流入する。遮熱板のスワール中間部は、高温時の剛性をあげるために、隔壁板側にへこみをつけている。

3.5 ス ワ ー ラ

スワールは、有効外径 46 mm 、旋回羽根の厚さ 1 mm 、羽根枚数16枚、羽根植込角度 45° 、内径 37 mm の混流形である。このスワールは、FJR 710 エンジンに用いた中で最小外径のもので、旋回流速をあげて燃料と空気の混合促進を図ったものである。

図8に 46ϕ スワールの主要寸法を示す。

3.6 燃 料 噴 射 弁

燃料噴射弁はFJR 710/10エンジン用のものと同一規格の呼称CC 20-2 ノズルを用いた。

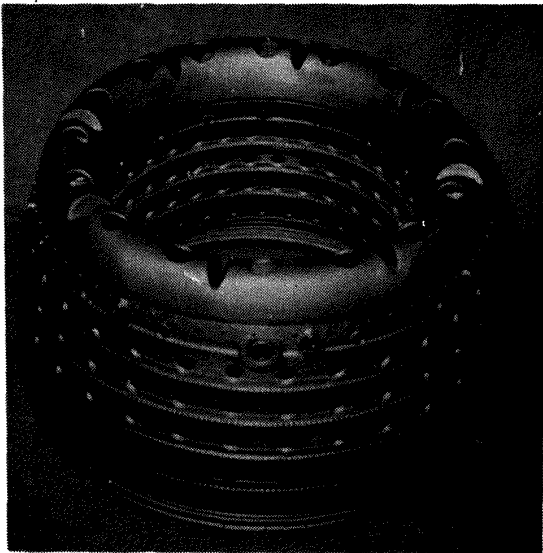


図 7 呼称#12ライナの外觀

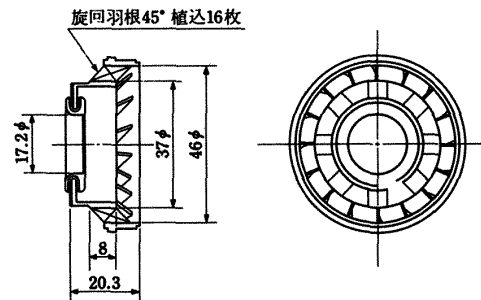


図 8 #12ライナ用 46ϕ スワール

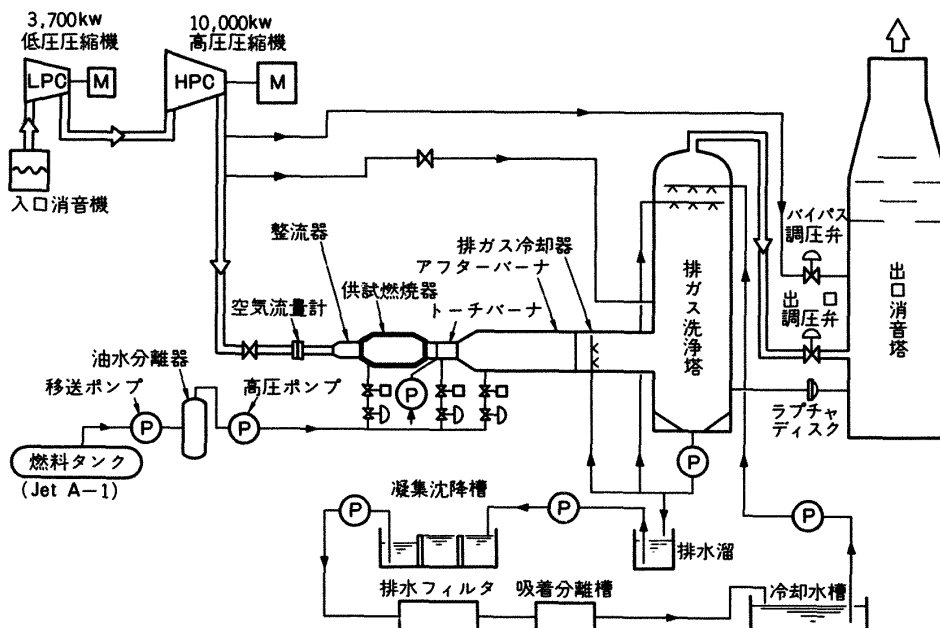


図 9 環状高圧燃焼器試験装置系統図

4. 試験装置及び内要

4.1 試験装置

今回の燃焼試験には、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。その系統図を図9に示す。この装置は、低圧および高圧圧縮機をシリーズに運転すれば、最高15 ataの空気圧力までの試験ができるように設計されている。

燃焼器の通風試験では、3700 KWの低圧圧縮機を使用し、入口全圧分布を測定した。燃焼試験では、10000 KWの高圧圧縮機を単独運転し、燃焼器入口圧力を7 ataまであげた。

燃焼器からの排出ガスは、アフタバーナを通したのち処理装置で洗浄し消音塔を経由して大気中に放出する。

この試験に用いる呼称#12ライナをCC40H-1ケーシングに組込んで環状燃焼器高圧燃焼試験装置に取付た状況の外観を図10の写真に示す。

4.2 試験内容

燃焼器の試験条件を表2に示す。又、FJR710エンジンで#12ライナを試験したときの作動線に沿った入口空気圧力と温度の条件と今回の要素試験の両方を図11で比較した。同一入口空気圧力でみると、実機に比べ要素の入口空気温度は60～80 degK高い値になっている。

燃焼試験では、最大断面平均風速を $U_r = 19 \text{ m/s}$ と

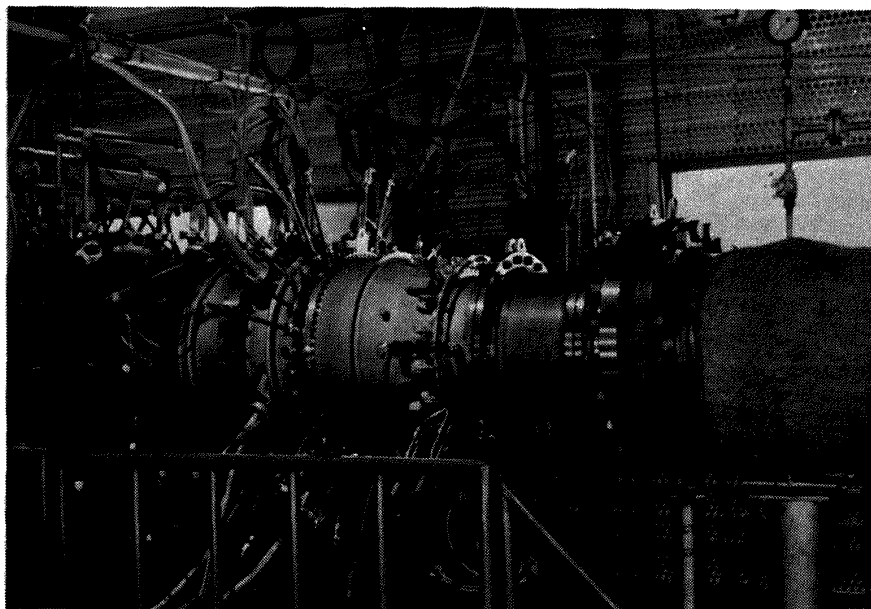


図 10 環状高圧燃焼器の取付状況
(呼称#12ライナ)

表 2. 試験条件

項 目	数 値
入口空気圧力 P_4 (ata)	3.2, 4.4, 6.7
入口空気温度 T_4 (K)	516 ~ 631
最大断面平均風速 U_r (m/s)	17.5 ~ 21.1
空 燃 比 n_m	50 ~ 100
使 用 燃 料	Jet A-1
入口風速分布	調整ピン有, 無

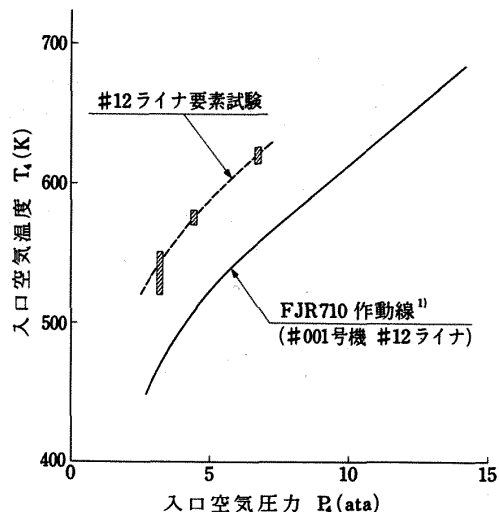


図 11 要素及び実機における試験条件の比較

し、各入口空気圧力において空燃比を変え、燃焼器の性能及び排出特性を調べた。又、実機の作動条件に合せた空燃比についても同様の試験を行った。

なお、通風時における燃焼器入口の全圧分布は、最大断面平均風速 $U_T = 19 \text{ m/s}$ で測定した。

次に燃焼器の性能及び排出特性を調べるのに用いた測定点数、機器類について表3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位置を図12に示す。温度計は、周方向に見て燃料噴射弁後方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点のものであるから、温度測定点の合計は64点となる。全圧管は、噴射弁後方と中間の2ヶ所あり、半径方向に4点測定するもので合計8点になる。排気ガス採取プローブには1点式のものを2本使用し、円周方向位置として噴射弁の後方と中間に設けた。採取ガスは、加熱テフロンチューブ（温度420～440 K）を経由して排ガス測定装置またはパッハラッハスモークメータに送られる。

燃焼器の性能データの処理には、ミニコンPDP11/35を主計算機とするデータ処理装置を用いた。

5. 試験結果と検討

5.1 燃焼器の性能結果

5.1.1 燃焼器入口の全圧分布

燃焼器入口側に風速分布を与えるために調整ピンを設けたときとそうでないときの半径方向入口全圧分布を無

次元化した形で図13に示した。

調整ピンの取付位置は、図3に示したように入流路のノド部にあり、半径方向の幅は全圧測定位置で、0.18～0.73に相当し、ピン無の場合、この部分でフラットな全圧分布を示している。壁付近では、境界層の発達が見られる。

調整ピンを設けた場合、ピンの高さは、測定位置で0.53に相当し、これより外側の0.8の位置に全圧のピークを有している。調整ピンを設けることによって、噴射弁取付位置において円周方向に一樣に、半径方向に±5%の勾配をもつ全圧分布がつくことが判った。

FJR710/20エンジンの高圧圧縮機出口の全圧分布の測定例⁷⁾を図14に示した。この位置は要素テストの測定位置より32 mm上流にある。半径方向のピーク全圧の位置は0.72付近にあり、半径方向に±3%程度の傾きを有する分布がついている。要素テストの調整ピン有の結果と比べると全圧分布の輪郭はほぼ類似している。ただ、要素におけるピーク全圧の位置が外側に寄っており、全圧分布の勾配もきつことがわかる。

5.1.2 燃焼効率特性

呼称#12ライナの燃焼試験における燃焼効率特性を図15に示す。

本試験の空燃比範囲では、調整ピン有の方がピン無の95%前後に比べ100%の高い燃焼効率を得た。いずれの場合も、入口空気圧力の増加に伴い2～3%の効率上昇が見られる。

表3. 測定内容

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
燃焼器出口温度	64	PR 13%熱電対 (線径 0.25 mm)
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 (MEXA 2000 N) パッハラッハスモークメータ

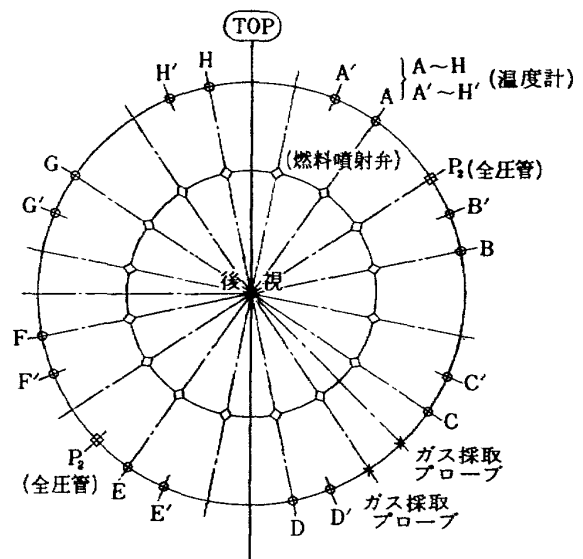


図12 燃焼器出口の周方向計測位置

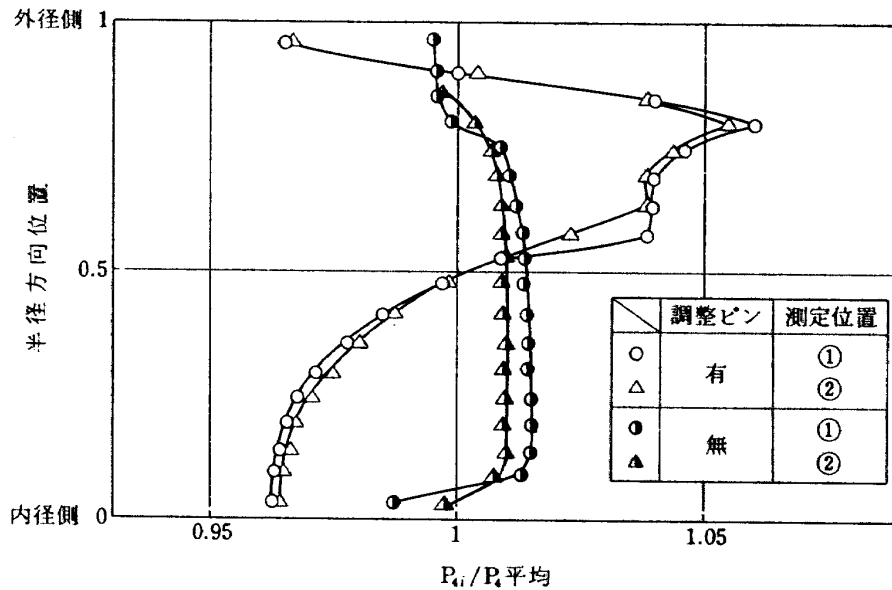


図 13 入口全圧の半径方向分

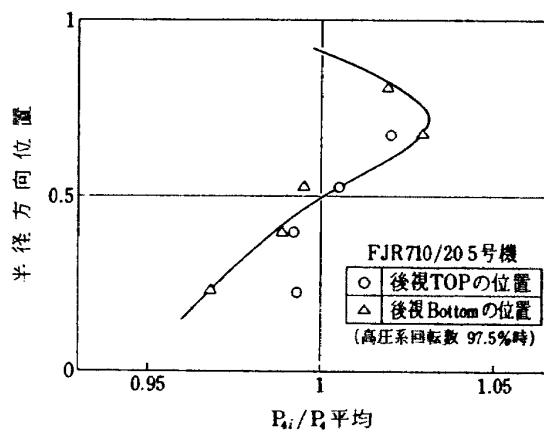
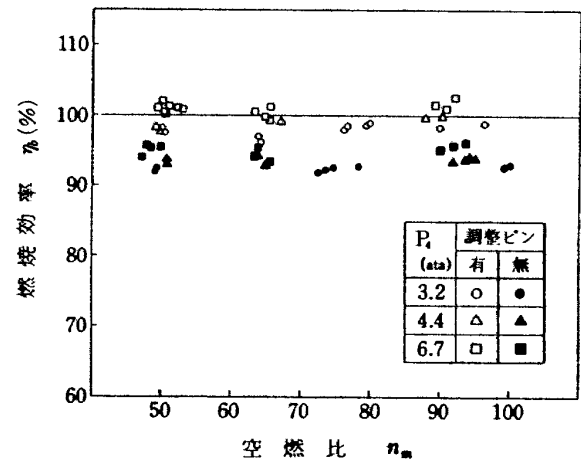
図 14 FJR710 エンジン高圧圧縮機出口の全圧分布測定例⁷⁾

図 15 燃焼効率特性 (呼称#12 ライナ)

調整ピンを設けて、燃焼器入口で外側に風速のピークを有する分布を与えると、

- (1) 外側ライナへの空気流入量が内側ライナのそれに比べて多くなり、火炎全体の片寄りを起し、又、内側ライナの冷却空気が不足する。
- (2) 分流板の取入孔から入る空気流量分布にも半径方向に勾配がつくため、スワラへの空気流入に片寄りを生じ保炎性能の低下をきたす。

などの弊害を生じ、燃焼効率の低下が考えられる。今回の要素結果では逆に燃焼効率の向上に寄与していることが判った。この理由の1つには、調整ピンによる空気流中の乱れが増加し、燃料と空気の混合速度を大きくしていると考えられる。

5.1.3 出口温度半径方向分布

一般に、燃焼器出口温度の半径方向分布には、タービ

ン翼の高温強度や冷却構造などから要求される分布形があり、燃焼器としてもこの形に近いものに調整しておく

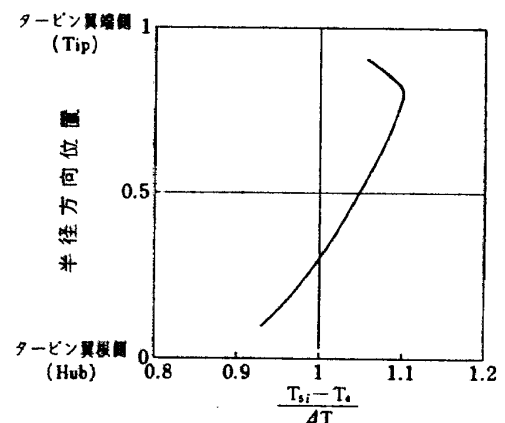


図 16 FJR710 設計点における要求温度分布

必要がある。即ち、FJR 710 エンジンの要求温度分布は、図 16 に示すように、タービン翼端側で高く翼根側で低い分布形である。

今回の要素試験で得られた出口温度分布を図 17 と図 18 に示す。前者は、空燃比 50 において入口空気圧力の効果を表わし、後者は、FJR 710 エンジンの作動線に入口空気圧力、風速、空燃比の条件を合せたときの分布である。

調整ピンを設けた場合、噴射弁後方と中間の温度分布の形に差を生じ、後方の半径方向ピーク温度は T_{ip} と H_{ub} の中心にあり、中間のピークは T_{ip} 側による。この差は、入口空気圧力が上昇すると、小さくなる傾向にある。

次に、調整ピンのないときは、全般に噴射弁後方と中間の分布形に差がなく、温度分布のピーク位置は T_{ip} 側に寄っている。

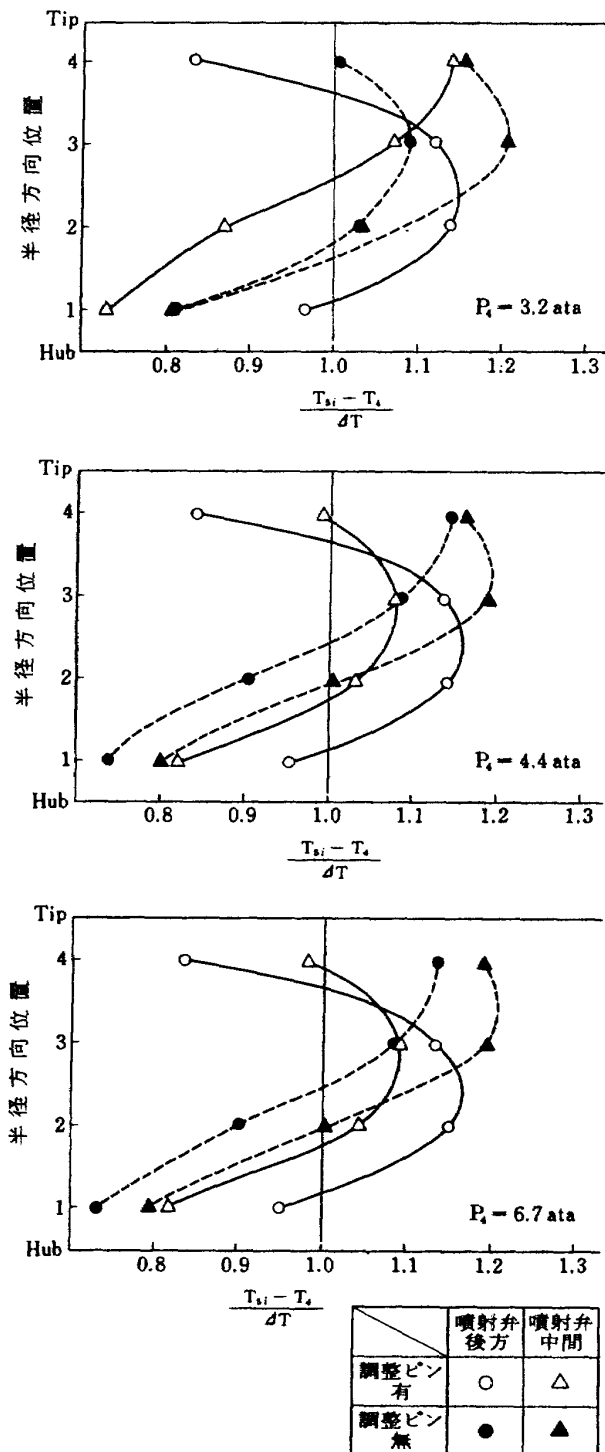


図 17 燃焼器出口温度分布
(空燃比 $n_m \approx 50$)

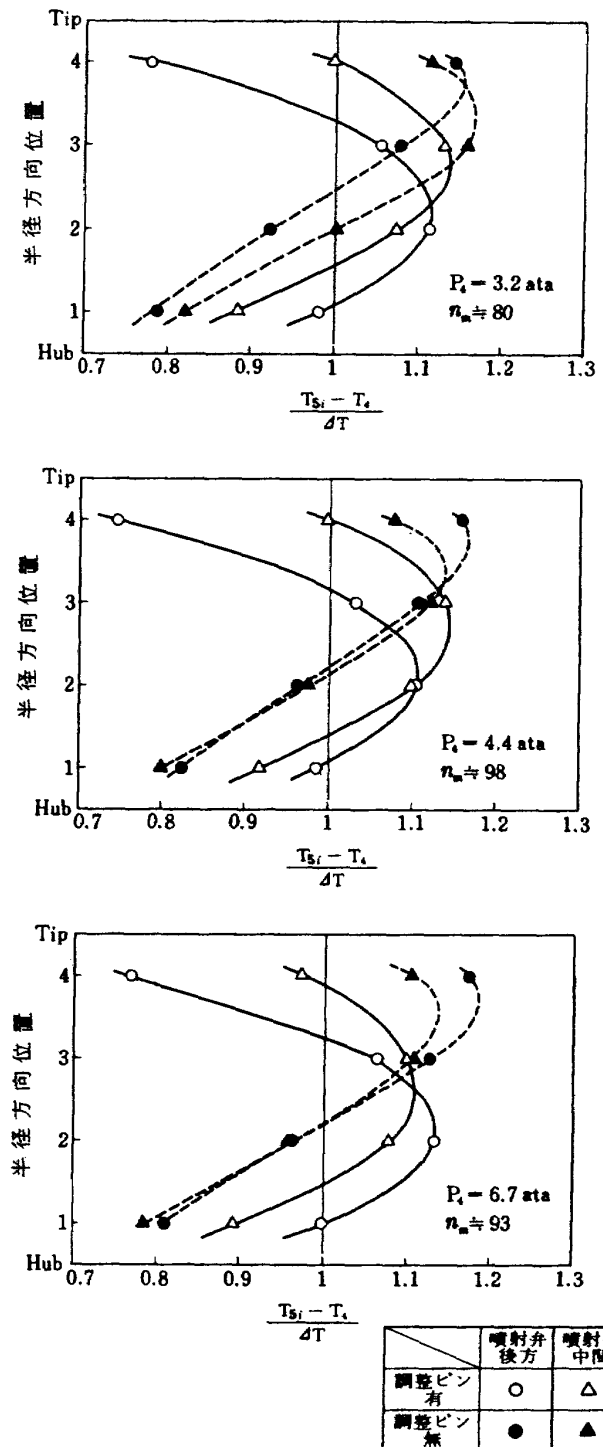


図 18 FJR エンジンの作動線に沿った
燃焼器出口温度分布

以上の結果から言えることは、もし実機において、今回の調整ピンで与えたと同じ入口風速分布が存在すると、明らかに外側ライナからの空気流入割合が増加し、半径方向出口温度分布を大きく変えることになる。それ故、燃焼器入口の風速分布は、タービン側要求温度分布を満

足させるのに重要な因子であることが判明した。

5.1.4 出口温度円周方向分布

半径方向分布と同様に、空燃比 50 で入口空気圧力の変化に対する出口温度円周方向分布を図 19 に、エンジンの作動線に合せたときの分布を図 20 に示した。

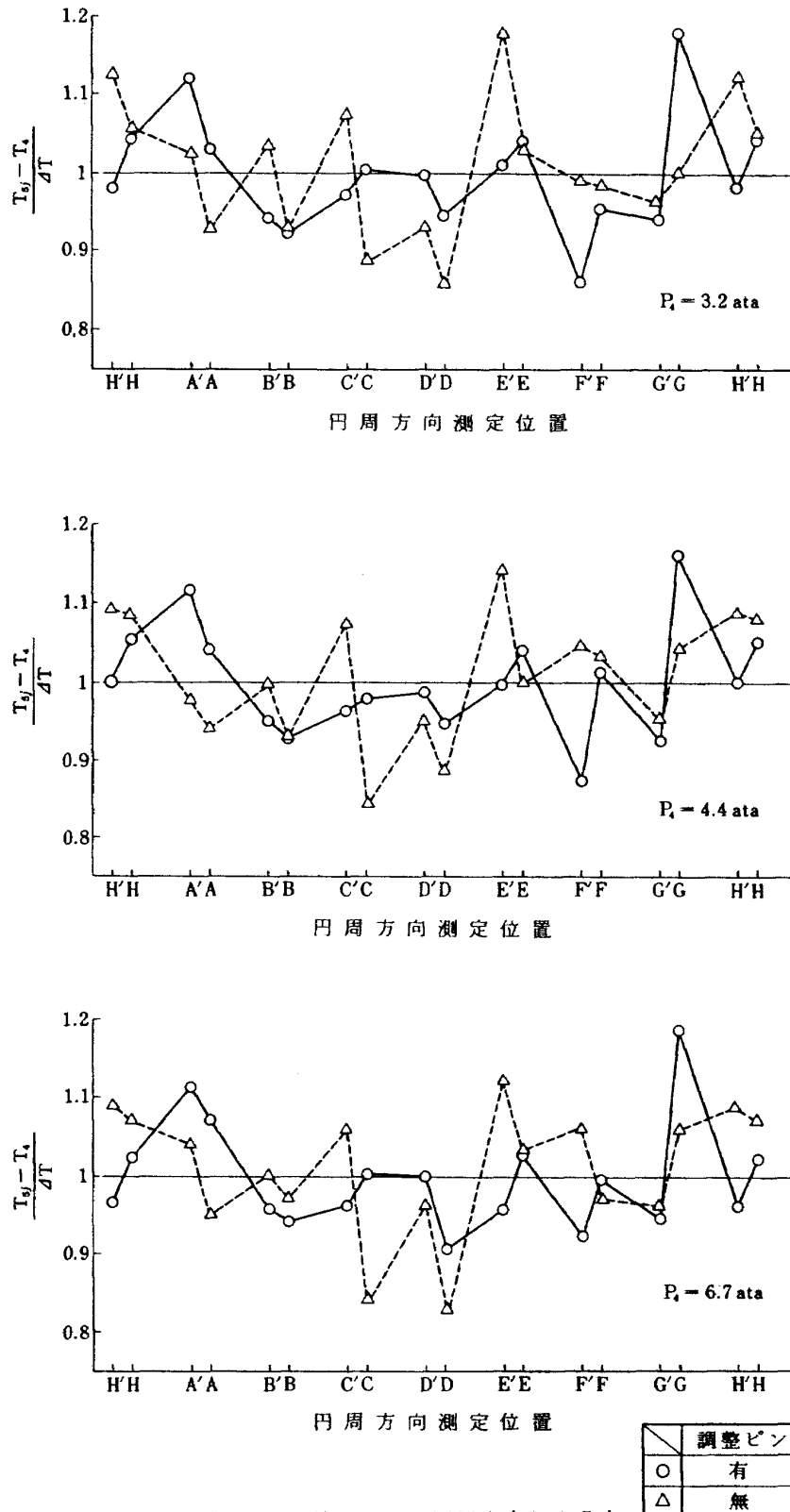


図 19 燃焼器出口の円周方向温度分布
(空燃比 $n_m = 50$)

入口全圧分布がフラット（ピン無）のときは、一般に噴射弁の中間に相当するA'～H'の平均温度が、噴射弁中心のA～Hに比べ高い傾向を示すが、調整ピンを設けて入口分布をつけると噴射弁後方の方が高い傾向になる。このことは半径方向分布の結果とよく対応している。こ

の傾向は、多分、フラットな入口風速分布の場合、補助空気孔からの空気噴流により燃料噴霧角が開き、噴射弁中間位置で燃料シースが重なり合って実効空燃比が小さくなり、そこでの平均温度上昇が高くなること、また、入口風速分布があると外側、内側補助空気孔からの空気

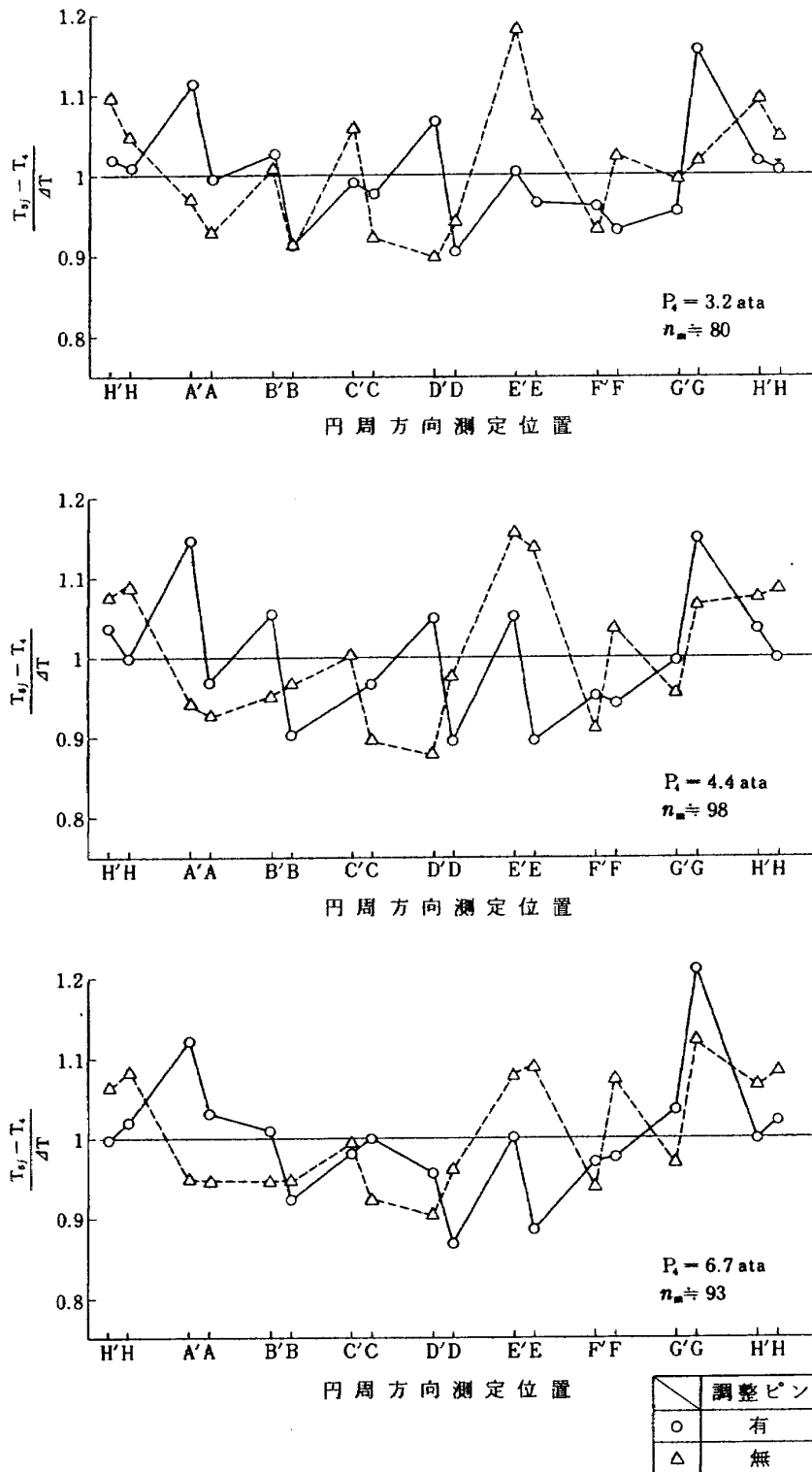


図 20 FJRエンジンの作動線に沿った円周方向出口温度分布

噴流のバランスがくずれたり、スワールに入る空気の片寄りがあるため、半径方向に火炎の片寄りを生じ、部分的に火炎がのびることによるものと推定できる。

円周方向に平均温度が特に高い位置は、いずれの試験条件においても、ピン有のときはA'とG（後視1時および10時の位置）であり、ピン無のときはE'とH'（後視7時および11時の位置）である。#12ライナの実機試験において焼損の大きかった箇所は、噴射弁後方に相当するGの位置にあった、これは、ピン有の状況に対応している。

5.1.5 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ピーク値に関する無次元値であり、FJRエンジンでは、設計点において $\delta t \leq 0.2$ が要求される。

調整ピンの有と無の両方について #12 ライナの出口温度不均一率を示すと図21になる。出口温度上昇 ΔT が増加しても δt はほぼ 0.35 前後にある。入口空気圧力の上昇に従って、ピン有のとき δt は多少大きくなり、ピン無のとき小さくなる傾向にある。

5.1.6 全圧損失特性

燃焼器の出口入口温度比 T_5/T_4 に対する調整ピンなしのときの全圧損失係数 ϕ を図22に示す。

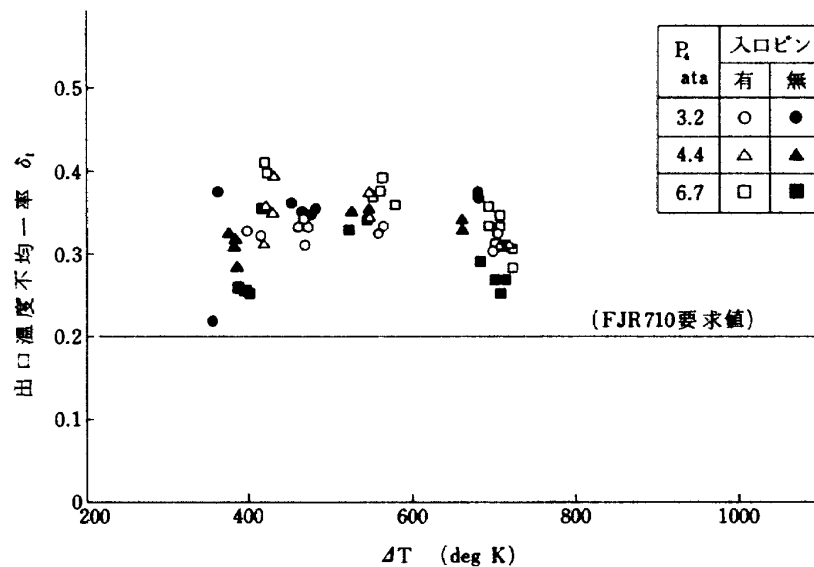


図 21 出口温度不均一率特性

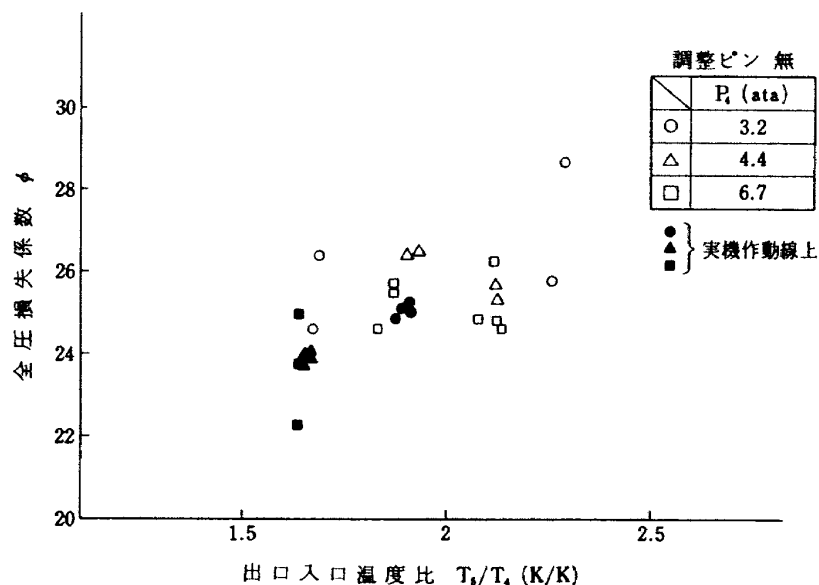


図 22 圧力損失特性

温度比 T_5/T_4 の増加とともに多少上昇する傾向にあるが、大体 $\phi = 24 \sim 27$ の範囲にある。又、入口空気圧力の影響はほとんどない。この ϕ の値は、従来の FJ R エンジン用ライナとほぼ同程度である。FJ R 710/20 の設計点 ($T_5/T_4 = 2.03$) における全圧損失率は 4 % で、全圧損失係数にして $\phi = 45$ であるから、要素の値はこれに比べてかなり低く、入口全圧半径方向分布の変化が、空気孔からの空気流入配分に影響を与えやすいことがわかる。

5.1.7 燃焼器ライナの耐久性について

燃焼試験後の観察によると、調整ピンの有無にかかわらず、内側及び外側ライナとも円周方向の空気孔間に焼けが見られ、ライナ壁面のフィルム冷却の効果があまりなく、冷却が効いていると見られる軸方向の壁面に沿ったフィルムの長さもライナ上流にあるほど短くなっている。又、外側ライナの第 4 列空気孔後流では円周上に焼けた痕跡がある。

調整ピンをつけて入口風速分布を与えると、内側ライナの上流に相当する第 1 列補助空気孔後流から第 3 列空気孔までの全周にわたって特に焼け方が大きい、これは又、サーモポイントの示温具合からも判断できた。この結果は、 $\#12$ ライナのエンジンテストで内側ライナの焼損箇所が第 2 列と第 3 列空気孔との間にあることとよく対応している。それ故、燃焼器入口の風速分布はライナの耐久性と深い関連を有している。

以上の観察結果から言えることは、ライナの耐久性を向上させるには、入口風速分布を考慮して性能上最適な空気分流比を決定し、全圧損失係数をさらに大きくして冷却空気量を増す方向に進めることが肝要である。

5.2 燃焼器の排出特性

5.2.1 採取ガス濃度

今回の試験において燃焼器出口に取付けたガス採取プローブは、噴射弁後方、中間の各々 1 点であり、多点採取プローブを用いた平均サンプリングは行っていない。そのため、図 23 に示す様に、種々の入口条件の全範囲にわたって、採取ガスの組成より計算した燃料濃度は、入口空気流量と燃料流量から算出したものより高い値を示している。又、噴射弁後方に比べ中間の燃料濃度の方が、入口燃料濃度に近いと言える。従って、今回の採取ガスは、燃焼器出口の代表サンプルとして考えることはできない。ただ、相対的にその分析値を評価することはできると考えられる。

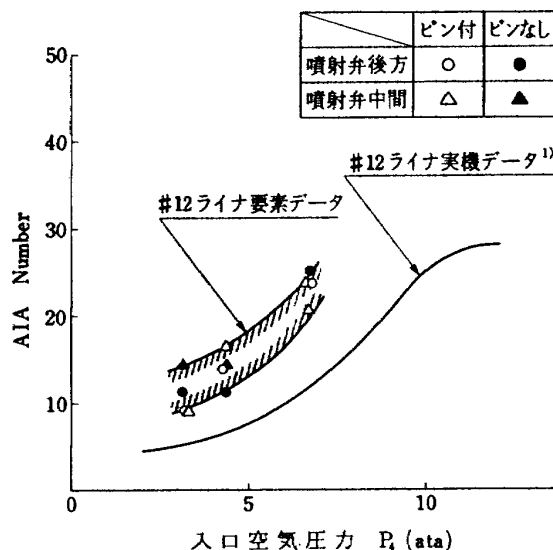


図 24 排煙濃度

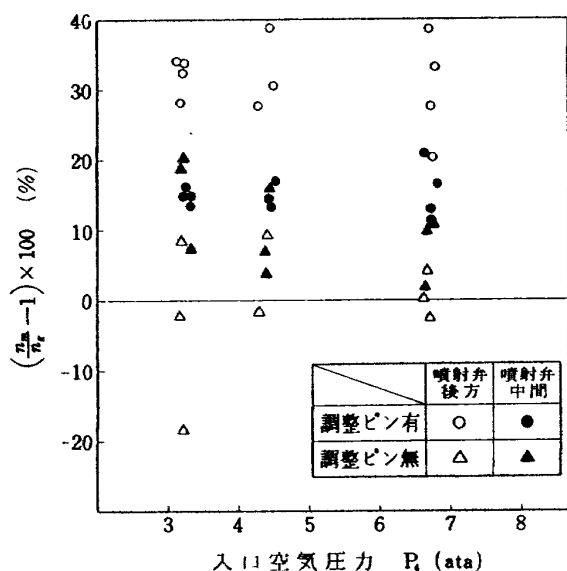


図 23 採取ガスの燃料濃度

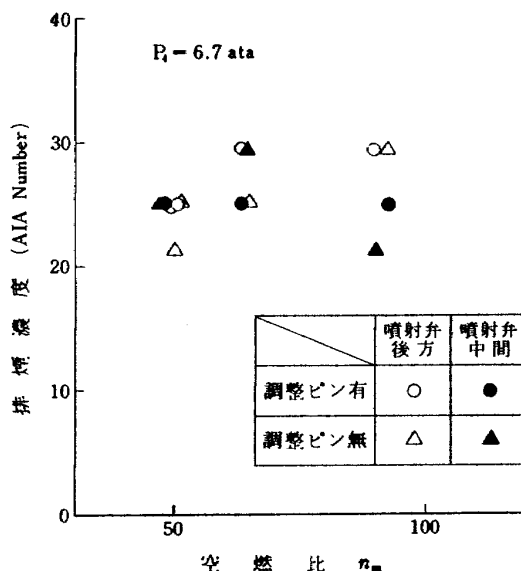


図 25 排煙濃度及ぼす空燃比の影響

5.2.2 排煙濃度

FJR710エンジンの作動線に沿った入口空気圧力、空燃比、最大断面平均風速に合せた条件で測定した要素試験の排煙濃度の結果を図24に示した。図24ではバッハラッハ計の読みをAIAスケールに換算している。

調整ピンの有と無とでは、煙濃度にはほとんど差がなく、入口空気圧力の上昇に伴って同じ増加の傾向を示している。要素と実機試験における煙濃度の値は一致せず、要素の方が高い値を示している。ただ、入口空気圧力に対する増加割合はよく対応している。この値の差は、FJRエンジンにおけるガス採取方法が高圧タービン出口の周方向3か所の位置で個別に、半径方向4点を集合させて代表サンプル¹⁾としているので、要素におけるサンプル点数の違いに依ることも考えられる。

次に、排煙濃度に及ぼす空燃比の影響を、入口空気圧力6.7 ataの条件で調べると図25の結果になる。

多少、データのばらつきがあるが、バッハラッハスモークメータによる測定の誤差を考えると、調整ピン有無の両方について、空燃比の依存性はほとんどないとみるのが妥当であろう。噴射弁後方と中間における排煙濃度の差の傾向ははっきり現われていない。

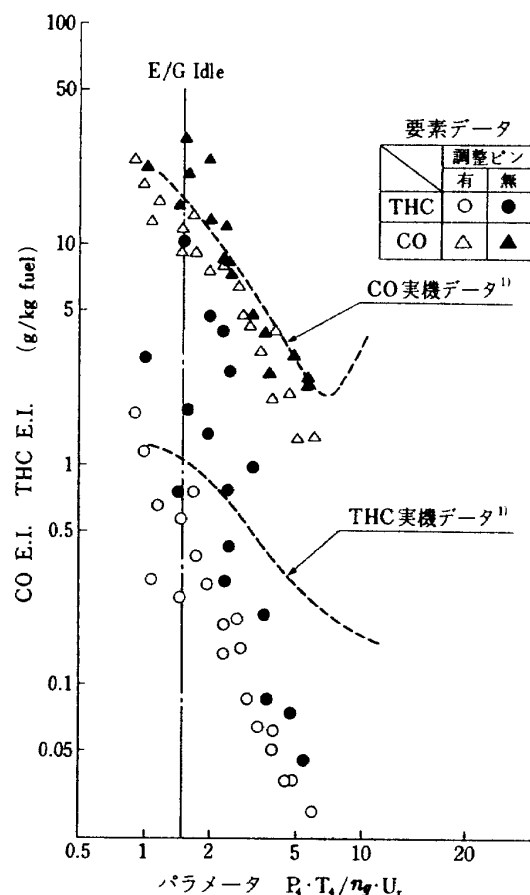


図 26 一酸化炭素と未燃炭化水素の排出濃度

5.2.3 一酸化炭素(CO)と未燃炭化水素(THC)の排出濃度

一酸化炭素(CO)と未燃炭化水素(THC)の排出指数と燃焼器の作動パラメータ $P_4 \cdot T_4 / n_g \cdot U_7$ ⁸⁾の関係を図26に示した。このパラメータを選んだ理由は、一般に、入口空気圧力と温度が上昇すると燃焼速度が大きくなって未燃分は減少し、又、風速を上げると未燃分は増え、空燃比を高くすると未燃分は増えることを考えて燃焼器から排出されるCO及びTHC排出濃度と作動条件を関連づけるためである。

COの排出指数は、調整ピンの有無ともにほぼ一致しているが、THCの排出指数は、調整ピン無の方が高い値を示している。このことは、出口温度計測より求めた燃焼効率の高低に対応している。*12ライナのエンジンテストの排出濃度と比較した場合、値自体、オーダ的によく対応がとれている。又、作動パラメータに対する勾配は、COについてはほぼ同じであるが、THCは異なっている。ただし、実機のアイドル条件($P_4 \cdot T_4 / n_g \cdot U_7 = 1.5$)付近におけるCOとTHCの排出濃度は要素テストから予測することが可能である。

5.2.4 窒素酸化物(NOx)の排出濃度

はじめに、各入口空気圧力において、NOxの排出濃度に及ぼす空燃比の影響を図27に示す。

調整ピンの有無の両方について、空燃比の減少即ち燃料の増加に伴ない、多少NOxの排出濃度は増加するが、

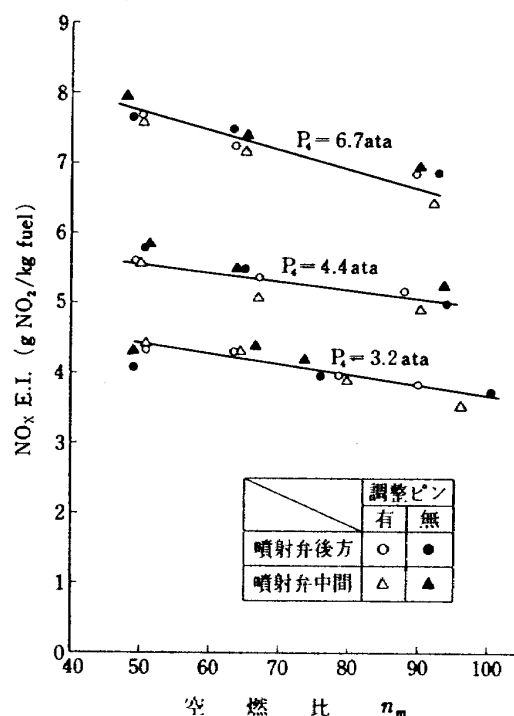


図 27 窒素酸化物(NOx)の排出濃度

入口空気圧力の依存度に比べればほとんどないと言える。又、燃料噴射弁の後方と中間に相当する出口位置での差もない。

次に、入口空気圧力を FJR エンジンの作動圧力に合せて NO_x の排出濃度を示すと図 28 のようになる。要素テストにおける NO_x 排出指数は図中の I の領域になり、実機テストの結果より高い値を示している。要素テストの値を、次式⁹⁾により、FJR エンジンの入口空気温度、空気湿度で修正して作動条件に合せると、空燃比 50 ~ 100 の範囲で II の領域になる。

$$\frac{(NO_x \text{ E. I.})_{Eng}}{(NO_x \text{ E. I.})_{Rig}} = \exp[0.0188(H_{Rig} - H_{Eng})] \cdot \exp\left\{\frac{T_{4Eng} - T_{4Rig}}{288}\right\}$$

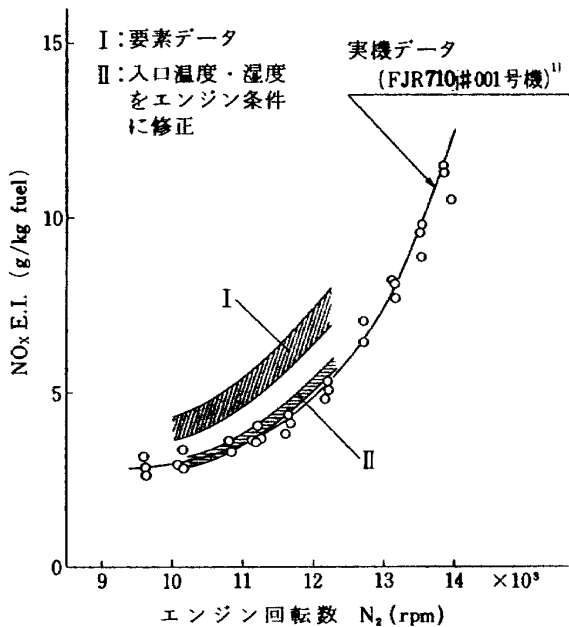


図 28 NO_x の排出に対する要素と実機との相関

II の領域の値は、エンジンテストの NO_x 排出濃度線上にのり、良い一致を示している。このことより、要素テストにおける NO_x の排出濃度からエンジンの排出値を推定することは可能である。

次に燃焼器出口における NO/NO_x モル比とパラメータ $\phi_g \cdot P_4^{0.5} \cdot \exp(T_4/288)$ の関係は¹⁰⁾は図 29 になり、燃焼器の作動条件に対して NO/NO_x 比の傾向をとらえることができる。このパラメータの上昇に伴って NO/NO_x モル比は 0.5 から 0.9 まで増加する。

FJR エンジンの Idle から Take off の条件で、このパラメータの値は約 1.5 ~ 17 まで変化する。そのため、Take off の条件では、排気される窒素酸化物中の NO の占める割合が高くなると考えられる。

6. ま と め

FJR 710 エンジンに搭載した圧力噴霧形燃焼器のうち、スモーク、大気汚染物質 (CO , THC , NO_x) の排出レベルの低かった呼称 #12 ライナについて、燃焼器入口風速分布を変えた要素試験を行い、エンジン試験結果との相互関係を調べた。

燃焼器の性能に関して次の結果が得られた。

- (1) 要素試験においては、風速調整ピンを用いて燃焼器入口の半径方向全圧分布をエンジンの全圧分布にシェミレートすることができた。

今回の要素試験では、半径方向全圧分布に $\pm 5\%$ の勾配をつけた。これはエンジンの $\pm 3\%$ の全圧分布に比べ大き目になっている。

- (2) 燃焼効率、フラットな入口風速分布に比べ半径方向分布がつくと高くなった。

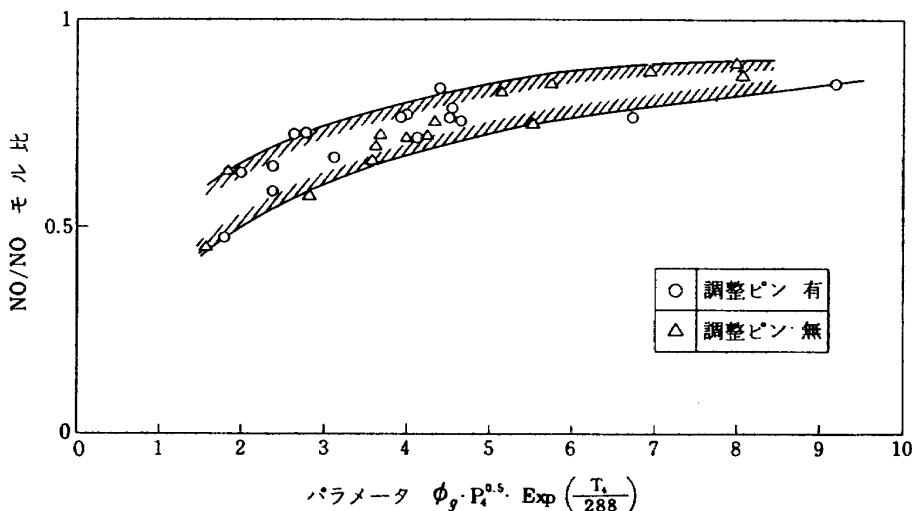


図 29 燃焼器出口の排気ガス中の NO/NO_x モル比

(3) 出口温度半径方向分布は、入口風速分布に大きく影響され、外径側高めの分布がつくとピーク温度の位置はタービン翼根側に移ることがわかった。

そのため、実機装着形ライナについては、エンジンにおける入口風速分布に相似させた条件でタービン側要求温度分布を達成する必要がある。

(4) 出口温度円周方向分布に対する入口風速分布の影響はほとんどないと見てよい。

(5) 出口温度不均一率は、入口風速分布の有無にかかわらず、ほぼ 0.35 前後にあり、入口空気圧力、出口温度上昇に影響を受けない。

(6) 全圧損失係数は、入口空気圧力、空燃比に関係なく $\phi = 24 \sim 27$ の範囲にあり、従来の FJR エンジン用ライナとはほぼ同程度である。この値は、設計に比べると大分小さい。

(7) 燃焼器ライナの耐久性については、入口風速分布がつくと内側ライナの焼けが目立った。エンジン装着形としては、内側ライナの冷却空気量をさらに増すか全圧損失係数を大きくとる必要がある。この焼けの傾向は、実機の場合とよく似ている。

次に、燃焼器出口の排出ガス特性については、下記の結果を得た。

(8) 排煙濃度は、入口風速分布、空燃比に左右されず、入口空気圧力の上昇とともに、エンジンの排出傾向と同様の増加を示した。その値自体は、エンジンの場合に比べ高い。ただし、試験条件としては、エンジンの場合より入口空気温度が高くなっている。

(9) 一酸化炭素 (CO) の排出については、 $\frac{P_4 \cdot T_4}{n_g \cdot U_r}$ のパラメータで整理したところ、入口風速分布の影響を受けず、エンジンテストの結果ともよく一致している。

(10) 未燃焼炭化水素 (THC) の排出濃度は、入口風速分布がつくと、フラットな分布に比べ少し減少する。エンジンのアイドル条件付近で、 $\frac{P_4 \cdot T_4}{n_g \cdot U_r}$ で整理すると、要素と実機の THC 排出濃度は一致している。

(11) 窒素酸化物 (NO_x) の排出濃度は、入口空気圧力および温度に依存することが多く、空燃比変化による影響はほとんどないと言える。

エンジンにおける燃焼器入口の作動圧力を同じにして NO_x 排出濃度を、要素と実機とで直接比べると、要素の値の方が高めになっている。しかし、入口空気温度、空気湿度をエンジンの作動条件に合わせて排出濃度を修正すると両者の値は一致する。即ち、 $\#12$ ライナの場合、燃焼器入口空気の温度および湿度の変化に対する修正式⁹⁾に従うことが判明した。

以上述べた通り、要素と実機との相互関係を定性的に

把握でき、又、部分的にはある程度定量的につかめることが判った。今後、実機装着形ライナの要素開発においては、入口風速分布を考慮して燃焼器の性能、耐久性の向上、エミッション低減化を行っていくべきである。

参考文献および資料

- 1) 齊藤 隆, 山田秀志, 酒井規行: FJR710/10 ($E/G \#001$, LINER $\#12$) 排気測定結果, FJR710 燃焼器技術打合せ会資料 (1976)
- 2) 田頭 健: 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)
- 3) 田頭 健他: FJR710/20 E/G 運転時燃焼器関係データ整理 (6号機初回運転, 組込ライナ $\#10$ ライナ), 報告書 (1976-1)
- 4) Lipfert, F. W.: Correlation of Gas Turbine Emission Data, ASME Paper 72-GT-60
- 5) 鈴木邦男: $\#12$, $\#15$ ライナ燃焼実験結果 (E/G 耐久試験後), FJR710 燃焼器技術サブ打合せ資料 (1977-5)
- 6) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国彦: 軽量ジェットエンジン研究試作1号機 (JR100) の燃焼器 (Ⅲ), 航技研資料 TM-158 (1969-10)
- 7) 宮武宏和: FJR710/20 高圧圧縮出口速度分布 (Ⅱ), 第16回 FJR710 燃焼器技術打合せ会資料 (1978-5)
- 8) 田丸 卓, 鈴木邦男, 齊藤 隆, 山田秀志, 堀内正司, 下平一雄, 石井浅五郎, 小倉五郎, 黒沢要治: 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第5報, 環状燃焼器 AS260), 航技研資料 TM-335 (1977-10)
- 9) Roberts, R, et al: Low Pollution Combustor Design for CTOL Engine Results of Experimental Clean Combustor Program, AIAA Paper NO. 76-762
- 10) 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)

付 録 A

付表1~2に、高圧燃焼試験装置で行った呼称 $\#12$ ライナの要素試験データを示す。

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 deg K	δ_t	T_5/T_4 K/K	ϕ	n_m	η_b %	L_b kcal/ m ³ ·h atm	スモーク		$CO\ E.I.$ CO_2 kg fuel	$THC\ E.I.$ CH_2g kg fuel	$NO_x\ E.I.$ NO_2g kg fuel
														B.B	A.I.A			
711010011	3.252	6.186	0.0643	18.45	494.0	889.6	395.6	0.326	1.801	52.6	96.2	98.8	0.296×10 ⁷			23.975	1.724	3.569
12	3.235	6.031	0.0672	18.83	515.5	932.1	417.7	0.320	1.812	52.0	89.8	98.2	0.309			18.689	1.145	3.863
21	3.305	6.054	0.0758	18.91	525.8	993.8	467.9	0.340	1.890	52.4	79.8	98.9	0.343	3.0	11.5	15.619	0.655	3.928
21	3.252	5.953	0.0761	18.97	529.4	1002.5	473.1	0.334	1.894	53.0	78.0	97.9	0.347					
22	3.182	6.074	0.0764	20.05	535.2	1001.4	466.2	0.336	1.871	52.7	75.5	98.4	0.357	3.0	11.5	12.617	0.301	4.008
22	3.296	6.076	0.0765	19.43	536.9	1004.0	467.1	0.301	1.870	53.9	79.4	98.5	0.346					
31	3.235	5.604	0.0873	18.36	539.4	1101.2	558.3	0.325	2.034	51.9	64.2	96.7	0.395			11.619	0.565	4.323
32	3.218	5.585	0.0877	18.52	543.6	1107.4	563.8	0.336	2.037	51.2	63.7	97.0	0.400			9.158	0.252	4.307
41	3.322	5.727	0.1141	18.47	545.6	1253.0	707.4	0.325	2.296	52.3	50.2	98.2	0.510			7.629	0.288	4.422
42	3.147	5.793	0.1149	19.78	545.6	1247.9	700.7	0.302	2.280	52.8	50.4	97.6	0.539			7.916	0.138	4.317
51	4.407	7.236	0.0801	18.28	567.1	984.4	417.3	0.316	1.736	50.7	90.3	99.9	0.275	4.5	21.2	13.295	0.750	4.941
51	4.355	7.249	0.0805	18.61	569.4	987.8	418.4	0.357	1.735	49.9	90.1	99.9	0.279					
52	4.267	7.105	0.0808	18.67	514.4	997.6	426.3	0.350	1.746	50.4	87.9	99.6	0.285	4.0	17.5	9.044	0.388	5.165
52	4.390	7.076	0.0809	18.16	573.9	701.7	428.5	0.391	1.747	50.1	87.4	99.6	0.278					
61	4.460	7.474	0.1116	18.98	577.0	1122.5	545.4	0.375	1.945	51.2	67.0	99.1	0.375			8.200	0.189	5.099
62	4.477	7.468	0.1113	18.94	578.4	816.7	543.3	0.342	1.940	51.0	67.1	99.0	0.372			6.347	0.203	5.367
71	4.477	7.085	0.1419	18.11	583.0	1286.7	703.5	0.301	2.207	51.5	49.9	97.9	0.470			3.254	0.065	5.585
72	4.443	6.984	0.1421	18.11	585.6	1302.0	716.4	0.311	2.223	53.3	49.1	98.4	0.477			4.071	0.062	5.605
81	6.805	10.748	0.1167	18.74	604.5	1021.8	417.3	0.400	1.690	49.3	92.1	102.6	0.266	5.5	29.4	4.773	0.146	6.450
81	6.726	10.801	0.1170	19.24	608.3	1026.0	415.7	0.409	1.681	50.2	92.3	102.5	0.270					
82	6.735	10.432	0.1168	18.70	615.1	1038.9	423.7	0.401	1.689	48.5	89.3	101.5	0.266	5.5	29.4	4.268	0.086	6.847
82	6.613	10.657	0.1173	19.54	617.7	1033.2	415.4	0.354	1.673	48.9	90.8	101.1	0.271					
91	6.709	10.295	0.1587	18.75	622.6	1182.6	560.0	0.383	1.899	51.9	64.9	99.8	0.357	5.0	25.0	1.967	0.051	7.162
91	6.638	10.457	0.1587	19.36	626.2	1175.3	549.1	0.370	1.877	52.0	65.5	99.3	0.359					
92	6.709	10.016	0.1584	18.35	626.2	1202.9	576.7	0.362	1.921	50.6	63.2	100.5	0.359	5.5	29.4	2.111	0.037	7.231
92	6.630	10.389	0.1586	19.27	626.5	1189.3	562.8	0.390	1.898	50.3	65.5	101.3	0.367					
101	6.725	10.307	0.2044	18.96	630.1	1337.7	707.6	0.327	2.123	52.2	50.4	100.5	0.462	5.0	25.0	1.330	0.037	7.595
101	6.665	10.772	0.2044	20.04	631.6	1314.3	682.7	0.360	2.081	51.0	52.7	100.9	0.468					
102	6.769	10.319	0.2042	18.96	633.7	1336.3	702.6	0.345	2.109	50.4	50.5	100.0	0.457	5.0	25.0	1.340	0.027	7.653
102	6.656	10.683	0.2047	20.00	634.8	1324.0	689.1	0.336	2.086	51.8	52.2	101.0	0.470					
111	6.638	10.430	0.2085	19.68	637.9	1359.2	721.6	0.308	2.131	52.1	50.0	102.0	0.485	4.5	21.2	1.134	0.028	7.834
111	6.638	10.656	0.2085	20.10	637.9	1340.5	702.8	0.322	2.102	52.2	51.1	101.2	0.480					
112	6.699	10.294	0.2082	19.26	638.6	1362.4	723.7	0.281	2.133	50.7	49.4	101.2	0.476	5.0	25.0	1.211	0.021	7.610
112	6.630	10.688	0.2083	20.24	639.6	1342.1	702.4	0.342	2.098	50.4	51.3	101.5	0.483					

附表2 呼称#12ライナの燃焼試験結果(調整ピン無)

試験番号	T_4 ata	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_4 K	T_5 K	ΔT degK	δt	T_5/T_4 K/K	ϕ	n_m	η_b %	L_b kcal/ m ³ ·h·atm	スモーク		CO E.I. COg/ kg fuel	THC E.I. CH ₂ g/ kg fuel	NOx E.I. NO ₂ g/ kg fuel
														B.B	AIA			
710250011	3.18	6.066	0.0612	20.5	528	883.6	356	0.378	1.675	24.6	100.0	92.9	0.283×10 ⁷			30.243	5.591	5.536
12	3.19	6.300	0.0630	19.4	516	872.8	356.6	0.217	1.691	26.4	99.0	92.5	0.272			43.699	19.774	3.759
41	3.34	6.459	0.0975	21.1	557	1078.1	521.5	0.400	1.937	24.7	66.2	93.2	0.419			25.075	13.039	4.388
42	3.20	5.487	0.0885	19.3	553	1042.3	488.4	0.381	1.882	25.7	67.5	95.5	0.366			34.443	10.324	6.261
710260011	3.18	5.820	0.0806	19.2	526	1004.9	477.3	0.354	1.905	25.3	73.4	91.8	0.347			14.835	0.753	4.195
12	3.17	5.819	0.0993	19.0	516	991.3	473.1	0.348	1.913	25.1	75.7	92.1	0.346	3.5	14.3	22.346	3.060	3.954
21	3.24	5.709	0.1163	18.6	537	1216.7	679.5	0.372	2.265	25.8	49.1	92.0	0.499	3.0	11.5	12.003	0.298	4.327
22	3.22	5.487	0.1155	18.5	533	1215.4	682.1	0.375	2.279	28.7	49.1	92.4	0.502			20.468	1.771	4.054
31	4.39	7.367	0.0788	19.0	579	956.2	378.1	0.312	1.654	23.8	93.5	93.6	0.254			23.971	4.717	5.253
32	4.38	7.431	0.0789	19.1	572	951.2	377.9	0.314	1.659	24.0	93.9	94.1	0.257			30.448	10.276	5.004
41	4.39	7.268	0.1140	19.0	586	1129.1	543.1	0.354	1.927	26.5	94.4	94.4	0.371			8.792	0.400	5.483
42	4.30	7.426	0.1146	19.8	585	1111.3	526.5	0.353	1.900	26.4	92.8	92.8	0.353			12.868	1.376	5.504
51	4.43	7.325	0.1442	19.1	590	1248.7	658.4	0.311	2.115	93.1	50.8	93.1	0.458			4.717	1.099	5.856
52	4.43	7.287	0.1438	19.0	590	1251.8	662.2	0.338	2.123	25.3	50.7	93.4	0.458			7.284	0.263	5.844
61	6.64	10.362	0.1152	18.9	616	1011.0	394.9	0.256	1.641	23.8	90.0	95.1	0.250	4.5	21.2	7.391	0.427	6.941
62	6.68	10.596	0.1155	19.2	613	1004.5	390.2	0.256	1.635	25.0	92.7	95.7	0.250	5.0	25.0	8.390	0.777	6.878
71	6.66	10.367	0.1583	19.0	628	1148.5	520.1	0.327	1.827	24.6	64.7	93.5	0.342	5.5	29.4	2.590	0.086	7.327
72	6.70	9.999	0.1583	18.3	623	1166.6	543.2	0.349	1.871	25.7	63.2	94.3	0.337	5.0	25.0	3.922	0.209	7.492
81	6.74	9.738	0.2038	17.8	631	1337.1	707.9	0.310	2.125	24.7	47.7	95.6	0.439	5.0	25.0	2.340	0.044	7.985
82	6.63	10.174	0.2042	18.6	630	1310.7	680.8	0.294	2.078	24.9	48.8	95.4	0.449	5.0	25.0	3.174	0.075	7.674
80	6.68	9.646	0.2041	17.9	632	1340.3	708.5	0.270	2.122	26.3	47.3	94.8	0.438			2.446	0.066	7.587

航空宇宙技術研究所資料 358 号

昭和 53 年 7 月 発行

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

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
