

UDC 621.452.32.034:
662.613:
628.512

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-355

航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (VII)

——アニューラ型燃焼器模型による実験——

鈴木邦男・斎藤 隆・石井浅五郎
山田秀志・堀内正司・下平一雄

1978 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
実 験・計 測	酒井 規行,* 北原 一起,* 中越 元行,* 藤田 武志*
計測プログラム	西尾 健二,** 佐々木宣郷*
模 型 の 設 計	佐々木康之*

* 川崎重工業

** 原動機部

航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (Ⅶ)*

—アニュラ形燃焼器模型による実験—

鈴木邦男** 斎藤 隆*** 石井浅五郎**
山田秀志*** 堀内正司*** 下平一雄**

Emission Control Study on an Aero-Gas-Turbine Engine Combustor

By Kunio SUZUKI, Takashi SAITO, Asagoro ISHII, Hideshi YAMADA,
Shoji HORIUCHI and Kazuo SHIMODAIRA

As a part of the emission control program, an annular-type combustor model, named "EC-10A", was designed from the data of previous experiments. In the EC-10A model combustor, pressure atomizer-type fuel nozzles and air swirlers were used and several methods for emission control were adopted. Combustion tests were carried out at high-pressure (up to 6.6 atm), high-temperature (up to 620 K) conditions of the inlet air. The notable results are as follows:

- (1) Emission indices of hydrocarbons (THC) and carbon monoxide (CO) at an estimated idling condition are nearly the same or less than those of current turbojets.
- (2) Emission index of nitrogen oxides (NO_x) is lower than the level of the Lipferts' correlation in the range of high-temperature condition of the inlet air.
- (3) Smoke emission level is relatively high compared with current smokeless chambers.
- (4) The results obtained from the EC-10A tests disclosed themselves several efficient techniques which are applicable to general spray-type combustor to control pollutant emissions.

1 はしがき

ジェットエンジンから排出される大気汚染成分の低減化を図る設計データを揃えるため、まず文献調査を行ない¹⁾、ついで基礎的なバーナ模型による実験²⁾、箱形燃焼器模型による実験³⁾を進めてきた。それらの最終的なまとめとして排ガス制御用アニュラ形燃焼器模型(呼称 EC10A)を設計し、高圧燃焼実験を行なった。EC10Aは、圧力噴霧形燃料噴射弁とそのまわりに一次空気導入用スワラ(空気旋回羽根)をおく直流アニュラ形で、ジェットエンジンに広く用いられている形式である。EC10Aの寸法は、エ

ンジン推力 5000~6000 kg のターボファンの燃焼器と同等であり、実物大模型といえる。これには排気制御に関するデータを得るためのいくつかの工夫がなされている。

燃焼実験の結果、ジェットエンジン燃焼器としての性能は、現用燃焼器のそれと同程度であった。炭化水素(THC)および一酸化炭素(CO)の排出レベルについては、現用燃焼器並みまたは低めになっていたが、窒素酸化物(NO_x)の排出レベルは入口空気が高温高圧状態において低く、目的とした排出制御性能をほぼ満足していた。ただし、改良すべき点も見出された。

2 燃焼器模型(EC10A)の設計

ガスタービン用噴霧形燃焼器のTHCおよびCO排出低減対策として表1および表2のことが、これまでの研究から推定される。また、 NO_x 排出に関して表3の事柄が考

* 昭和53年5月1日受付

** 元原動機部(現・機械技術研究所)

*** 航空機公害研究グループ

*** 原動機部

表1 THC排出の原因推定とその低減対策

推 定 原 因	対 策
燃料噴霧の粒径が大きく、未燃焼のまま高温燃焼帯を通過してしまう	① 補助噴射弁などをおき、燃料少流量時の微粒化促進を図る。 ② 火炎長さの増加を目的としたライナ空気孔面積配分の採用。 ③ エア・アシスト・ノズルの状態に近い噴射弁まわりの空気流入法の採用。 ④ 燃焼器内の風速を低下させ、噴射燃料の滞留時間を増加させる。 ⑤ 流れの片寄りを防ぎ、高速流部分を除去する。
燃料がライナ壁面に衝突し、ライナ壁面上の冷却空気層内を未燃焼のまま流れ、排出される。	① 多缶形からアニュラ形燃焼器にするなどしてライナ表面積の減少を図る。 ② ライナ直径、またはライナ幅を広げ、燃料噴霧がライナ壁に衝突しにくいようにする。 ③ 燃料噴霧角を小さくする。 ④ 燃料噴霧の衝突する付近のライナ壁面冷却空気量の減少を図る。また、壁面冷却空気の流れ方の調整を行なう。しみ出し冷却方式の採用 ⑤ 低いバップルを立て、壁面上を流れる燃料を気流中に飛散させる。ライナ壁面付近の燃焼促進 ⑥ 燃料噴霧の衝突する付近のライナ壁面温度の制御を行なう。セラミックコーティングを行なう。
ライナ空気孔からの空気噴流に未燃焼燃料が巻き込まれ、高温ガスと接触する以前に希釈されるか排出してしまう。	① 一次燃焼領域に大きな空気孔をあけないこと。 必要な空気孔は、比較的小さな直径のものを主流方向に直列に並べる。主流方向のピッチは小さくてよいが、円周方向ピッチはなるべく大きくとる。
燃料噴霧がライナ空気孔から外側に飛び出し、希釈空気などに交って低温部分からライナ内に入る。	① 燃料噴霧の衝突する付近にライナ空気孔をあけない。または、ライナ空気孔をなるべく小さくする。ライナ空気孔に案内筒を立てる。 ② 微粒化促進
燃料希薄混合気が形成され、もえないまま流出する。	① 燃料－空気混合パターンの改善を図る。燃料噴射弁と流れ模様とのマッチングを図る。
その他	① 気化性の良い燃料の採用 ② 燃焼器上流側で良好な保炎を行ない、噴霧の蒸発促進を行なう。

表2 CO排出の原因推定とその低減対策

推 定 原 因	対 策
燃料過濃領域が生成されるため	① エア・アシスト・ノズルの状態に近くして、燃料－空気の混合を促進するよう、表1－㉓と同等な事柄を行なう。 ㉒ 一次燃焼領域の流入空気量の増加。 ㉓ 一次燃焼領域内の燃料－空気の混合促進を図る。 ㉔ ライナ中心部分へ新気の供給を図る。たとえば高い案内筒を立てた空気孔を設ける。
酸素を含む高温領域内に滞留する時間が短い。	① 風速を低下させる。 ㉒ 希釈空気孔を下流側へ移す。 ㉓ 火炎長さを増加させる。
ライナ壁面近傍で急速に冷却され、反応が凍結してしまう。	① ライナ壁面冷却空気量の減少を図る。 ㉒ ライナ壁温を高める。
ライナ空気孔からの空気噴流による希釈および反応凍結。	① 一次燃焼領域に大きな空気孔をあけない。

表3 NO_x排出の原因推定とその低減対策

推 定 原 因	対 策
燃焼温度が高い	① 燃焼器入口空気温度を低下させる。 ㉒ 水噴射を行なう。または燃料に水を混合して噴射する。 ㉓ 一次燃焼領域を燃料希薄にして燃焼温度を低下させる。これは、予混合気に近い状態。 ㉔ 一次燃焼領域を燃料過濃にして燃焼温度を低下させる。このとき煙の発生に注意する必要がある。 ㉕ 燃焼進捗度と燃空比の値を制御する。
高温領域内の滞留時間が長い	① 燃焼器内風速の増加。ただし、この効果は燃焼器形状により異なる。 ㉒ 希釈空気を早めに入れる。 ㉓ ライナ寸法の減少。アニュラ形よりダブル・アニュラ形または多缶形が有利。 ㉔ 一次燃焼領域内の循環流領域を小さくする。よどみ領域の除去を行なう。 ㉕ 二段燃料供給法の採用。
Prompt NO の生成	① 燃料過濃混合気の形成を防ぐ。

えられる。

これから EC10A の設計に際し、次の排出低減対策を採用した。

(a) 燃料噴射弁は、手持のデュアルオリフィス形を用いるが、スワラ空気によって燃料噴霧角が狭くならないよう配慮し、燃焼領域中心部に燃料過濃混合気の形成されることを防ぐ。

(b) スワラは、前項のことから、二重逆旋回形とし、燃料-空気または燃料-燃焼ガスの混合促進を図る。

(c) スワラに流入する空気量を制御できる構造を採用する。

(d) スワラ出口付近のライナ幅をできる限り大きくとり、燃料噴霧のライナ壁面への衝突量を減少させる。また壁面冷却についても、過剰の冷却空気を流さないようにす

る。冷却空気の流出法も THC 排出増加をもたらさない形とする。

(e) ライナ第1列空気孔をなるべく上流側へ移し、一次燃焼領域内に燃料過濃混合気が形成されないようにする。ライナ空気孔には案内筒を立て、空気孔流量係数を増加させて直径を小さくすること、流入空気の貫通距離増加を図ることを行なう。

(f) ライナ第1列空気孔から最終の希釈空気孔までの距離を短縮して高温滞留時間の減少を図る。

(g) 前項と同様な理由からライナ全長をできるだけ短縮する。

EC10A の設計条件は、他の目的で研究開発を進めている燃焼器のそれに準じ⁴⁾、また、既存の燃焼器部品の活用を考慮した。EC10A の主要寸法、設計条件等の要目を表

表 4 EC10A の要目

項 目	記 号	数 値	等
燃 焼 器 形 式		直流アニュラ形	
燃 焼 器 最 大 径	D_0	564 mm	
最 大 断 面 積	A_r	0.168 m^2	
ラ イ ナ 断 面 積	A_l	0.106 m^2	
ラ イ ナ 有 効 長 さ	l_l	210 mm	
ラ イ ナ 幅	W_l	(約) 80 mm	
燃 料 噴 射 弁 形 式		うず巻形圧力噴射弁 (デュアルオリフィス)	
噴 射 弁 個 数	Z	16 個	
噴 射 弁 ピ ッ チ 円		430 mm	
ス ワ ー ラ 形 式		二重逆旋回形 (混流+軸流形)	
スワラ有効外径	d_s	52 mm	
ライナ空気孔直径		13 mm	
ライナ空気孔配置		円周方向 32列	
		軸方向 3列	
ライナ全開口面積	A_T	0.0621 m^2	
【設計点条件】			
燃焼器入口空気圧力	P_1	15 atm (以上)	
入口空気温度	T_1	670 K (以上)	
最大断面平均風速	U_r	19~20 m/s	
空 燃 比	n	50~55	
使 用 燃 料		ジェット燃料 (Jet A-1, 標準)	

4に示す。実用形燃焼器としての設計の詳細は付録に述べる。

燃焼器全体の断面図を図1に、スワーラを図2に示す。スワーラ空気取入口には可動板(スプリッタ)があり、外

部からねじ送りにより位置の設定が可能になっている。この機構を図3に示す。使用した燃料噴射弁の流量-圧力特性を図4に、平均粒径の推算値を図5に示す。

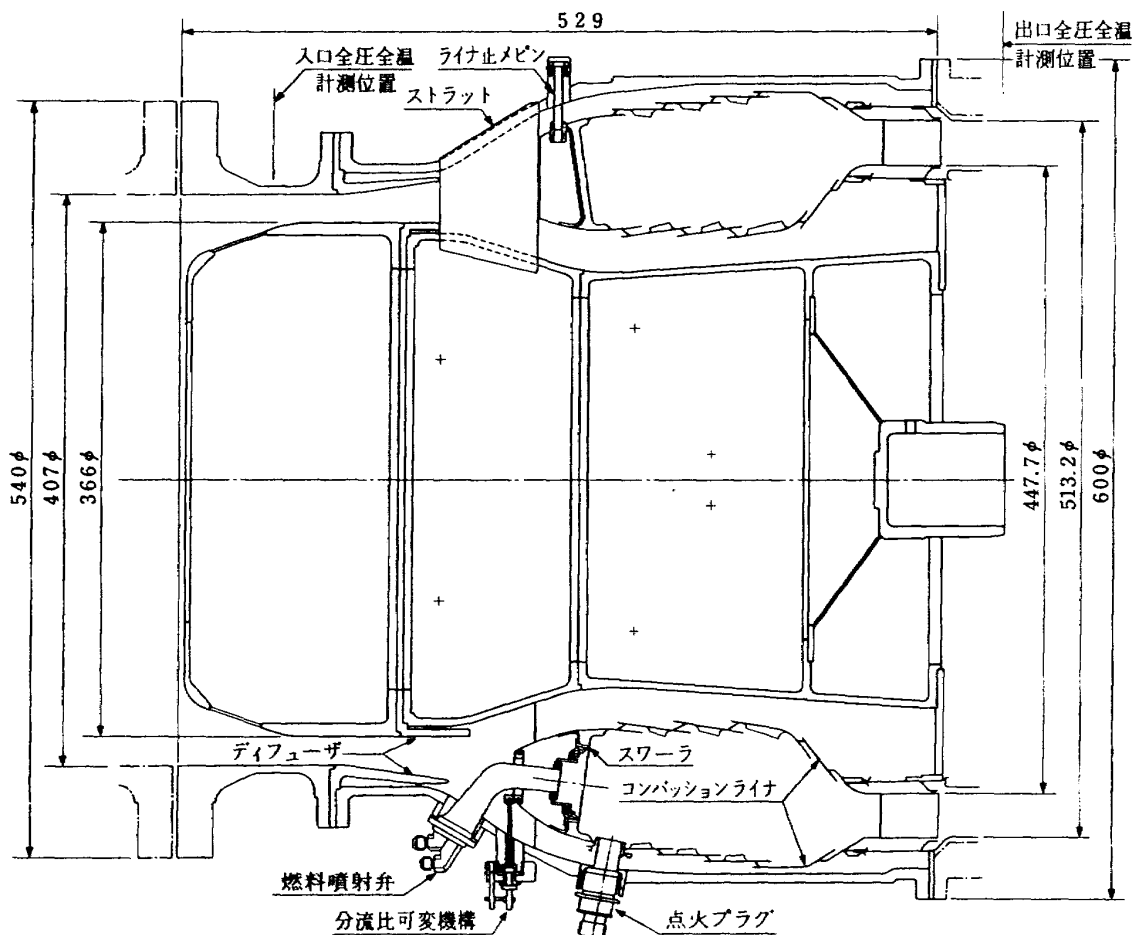


図 1 EC10A燃焼器模型

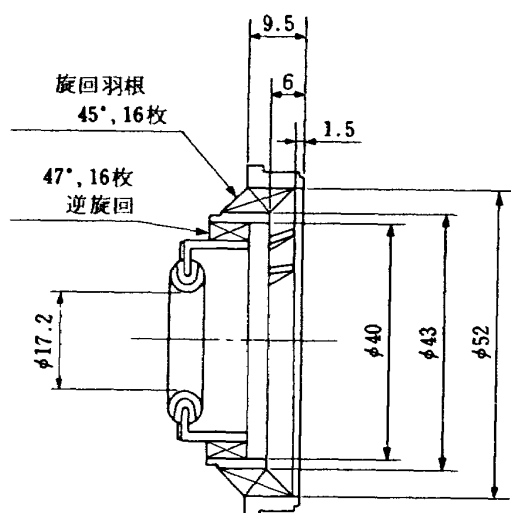


図 2 φ52二重逆旋回スワーラ

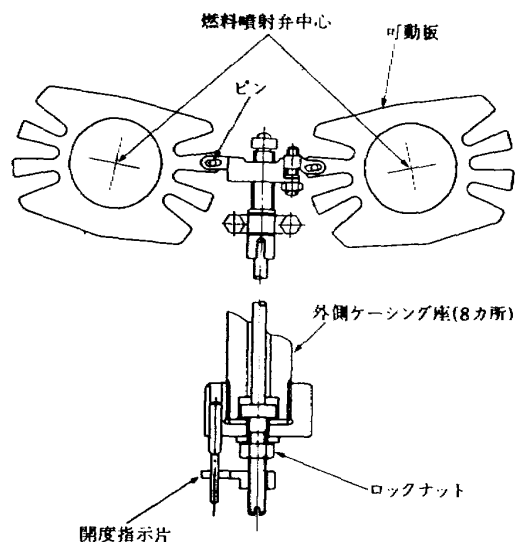


図 3 スワーラ入口空気流量制御機構

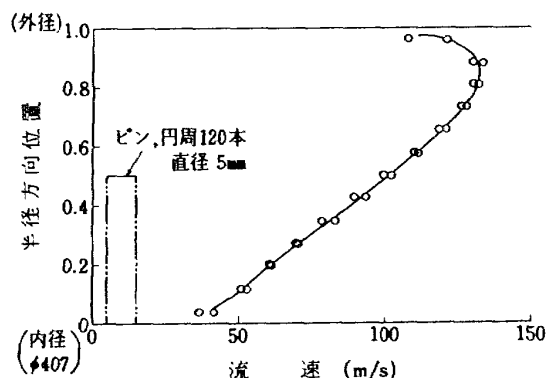


図 6 燃焼器入口にピンをつけたときの半径方向流速分布

4 燃焼器性能

排気制御用燃焼器模型 EC10A が、実機燃焼器相当の性能をもっているかどうかの判断をするため、燃焼器性能を調べた。燃焼器性能としては、排ガス特性を除いた次の項目に関するものを取りあげた。

- 燃焼効率
- 出口温度分布
- 振動燃焼
- その他実用上の問題点
- 全圧損失
- 着火性能
- 耐久性

4.1 燃焼効率特性 η_b

燃焼器性能としての燃焼効率は、流量測定および温度測定から求めたが、測定精度を高めることがむずかしく、事実上、 $\eta_b > 95\%$ の範囲での評価はできない。これは、各項目の測定誤差として空気流量 $\pm 1\%$ 、燃料流量 $\pm 1\%$ 、入口空気温度 $\pm 0.5\%$ 、出口燃焼ガスの平均温度 $\pm 3\%$ および燃料発熱量の見積誤差などが含まれるためである。

燃焼器入口空気温度、圧力の高い条件では、この EC10

A を含めてほとんどの燃焼器が $\eta_b \sim 100\%$ を示し、温度測定からは燃焼効率の良否の判定ができないので、ここでは行なわない。ただし、燃料の不完全燃焼によって THC や CO が排出され、これが燃焼効率を低下させる原因となるため、排出される THC 、 CO の量から燃焼効率特性を判定することができる。これについては、排出特性の項で述べる。

4.2 全圧損失係数 ϕ

燃焼器を流れる空気的全圧損失は、次の全圧損失係数 ϕ の形で整理した。

$$\phi = \frac{P_1 - P_2}{\frac{1}{2} \rho_a U_r^2}$$

ここに、 $U_r = Q_a / A_r$ 、 $P_1 - P_2$ ：燃焼器入口ー出口全圧差（全圧損失）、 ρ_a ：入口空気密度、 Q_a ：入口空気の体積流量、 A_r ：燃焼器最大（代表）断面積である。

測定結果を図 7 に示す。模型側の実験条件によっていくぶんの差はあるが、いずれも $\phi = 3.5$ 前後にある。設計時における許容値は $(\phi)_{\max} = 6.26$ 、原型の予想値は $\phi \sim 3.5$ （付録参照）であり、実験値は、予想値とよく一致している。また、許容値からの余裕は十分にあり問題はない。

4.3 出口温度分布

燃焼器出口温度分布を所要の形に調整することは、大きな実験上の課題である。この分布形の調整には、(i)可能な限り均一な燃焼を行なわせること、(ii)燃焼器内の希釈混合領域を大きく確保することが基本原則となる。しかしながら、EC10A の場合には、燃焼器全体の長さの短縮を行なっているため、十分な希釈混合領域がとれず、この場合に出口温度分布がどの程度になっているかは、この種の短縮形燃焼器の今後の設計に対し重要なことになる。

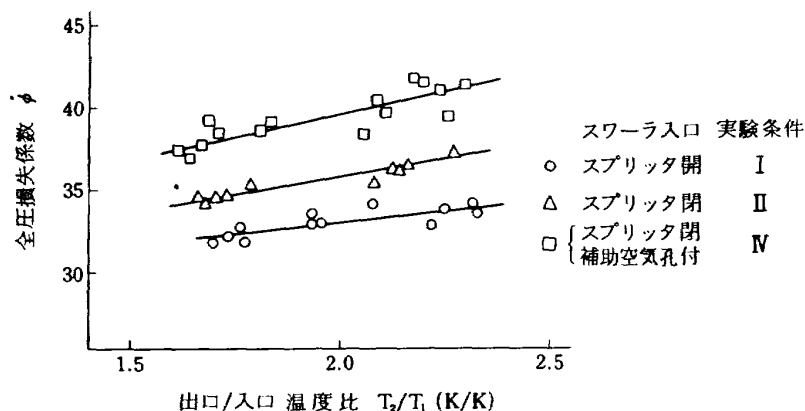


図 7 EC10A の全圧損失係数

出口温度半径方向分布の測定例を図8に示す。これは出口温度計半径方向4点について、円周方向に噴射弁下流位置(8点)と、噴射弁の中間位置(8点)をそれぞれ平均して示したものである。空燃比 n の大きくなるときは、噴射弁下流位置の温度が高めであるが、 $n \div 50$ では揃っている。半径方向にHUB側(内径側)で低めになっており、これは一般にタービン側から要求される分布形に近い。

図9は模型側実験条件をかえたときの結果である。それぞれ、いくぶん異なっているが、本質的な差はない。

図10は出口温度円周方向分布の測定例である。これは、出口温度半径方向4点の平均値をとり、出口温度全平均値との差を燃焼器出口-入口温度差で割って無次元化したものである。相当にばらつきがあるが、この程度では構造的な欠陥があるとは思えない。エンジン用燃焼器でも、燃焼

実験をすると同レベルである。

図11は、出口温度の均一度の一つの指針として、出口温度不均一率 δ_t を示したものである。 δ_t は次式で定義する。

$$\delta_t = \frac{(T_{2i})_{\max} - T_2}{T_2 - T_1}$$

ここに、 $(T_{2i})_{\max}$ は出口温度の最高値である。 T_2 は出口平均温度、 T_1 は入口空気温度である。この δ_t 値は、小さいほどよいが、燃焼器後流のタービン側の強度上の要請から、半径方向に分布をつけると理想状態でも $\delta_t = 0$ にはならない。実用エンジンの場合、 $\delta_t < 0.3$ であれば、まず問題はない。図11によると、模型側実験条件Ⅲがもっとも良好で、条件Ⅰ、条件Ⅳ、条件Ⅱの順に δ_t 値が高くなる傾向を示している。エンジンの場合の入口空気条件

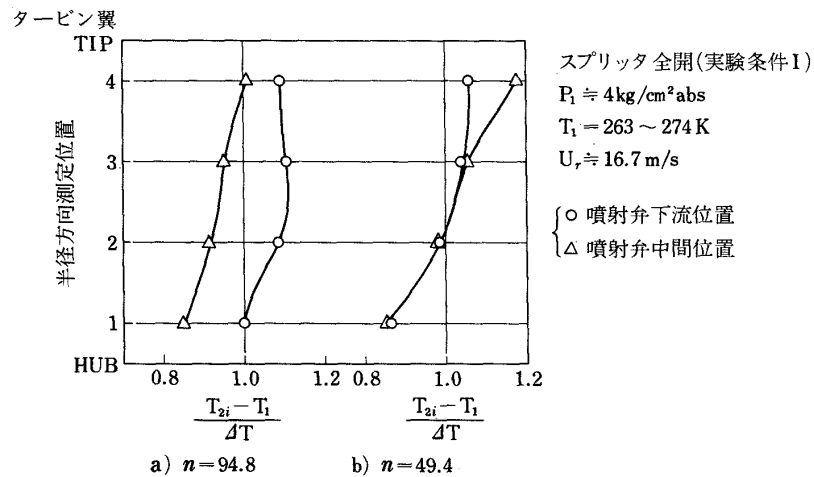


図 8. 半径方向出口温度分布 (Ⅰ - 空燃比の影響)

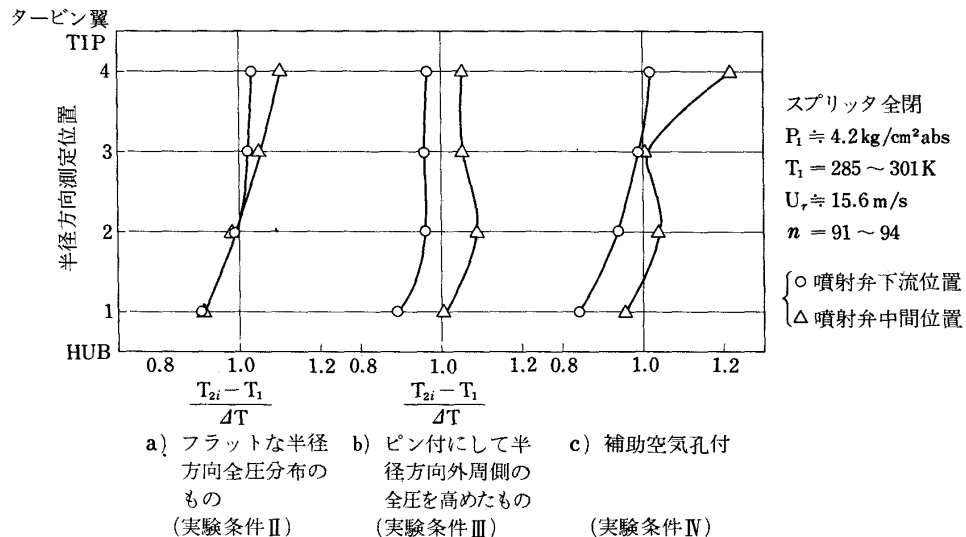


図 9 半径方向出口温度分布 (Ⅱ - 入口全圧分布の影響)

が条件Ⅲに近いとすると、その他の実験条件では、 δ_i 値がエンジンの場合より高めに出ていたと考えられる。いずれにしても、 δ_i 値として、実用範囲内にあるといえる。

4.4 着火性能

着火性能は、特に調べなかったが、燃料流量制御弁操作の感触から、従来の噴霧形燃焼器の着火性能と同程度と推定された。

4.5 振動燃焼

燃焼器着火から設定実験条件まで燃料流量、空気流量をかえるとき、軽い振動燃焼と思われる音を発する条件があったが、これは、EC10A設計点状態から推定されるエンジン作動線からは、大分はなれていた。実験計測条件の近傍では、振動燃焼は全く観察されなかった。

4.6 分解時の所見

模型側実験条件Ⅲのとき、一次燃焼領域部分の内側ライ

ナと希釈領域部分の外側ライナの壁温が高く、過熱気味になっていた。その他の実験条件では、特に過熱する箇所は見出せず、また、著しい炭素堆積もなく、良好であった。これは、EC10Aライナの設計時に、試作ターボファンエンジン燃焼器から得られた資料を詳細に検討し、取入れたためであろう。

4.7 その他の実用上の問題点

燃焼器性能としては、上記のほか火炎長さ、燃料流量の少い側の火炎吹消限界、重量や生産性などあるが、スワール空気量制御を行なう可動スプリッタ部の構造を除いて、問題はないと判断された。可動スプリッタ部分については、実用に供するためには、更に検討・改良を加える必要がある。

以上の実験結果等から判断して、EC10Aの燃焼器性能は、実用に供することもできる程度である。模型側実験条件としてⅠ～Ⅳとかえているが、その性能変化は著しいものではない。

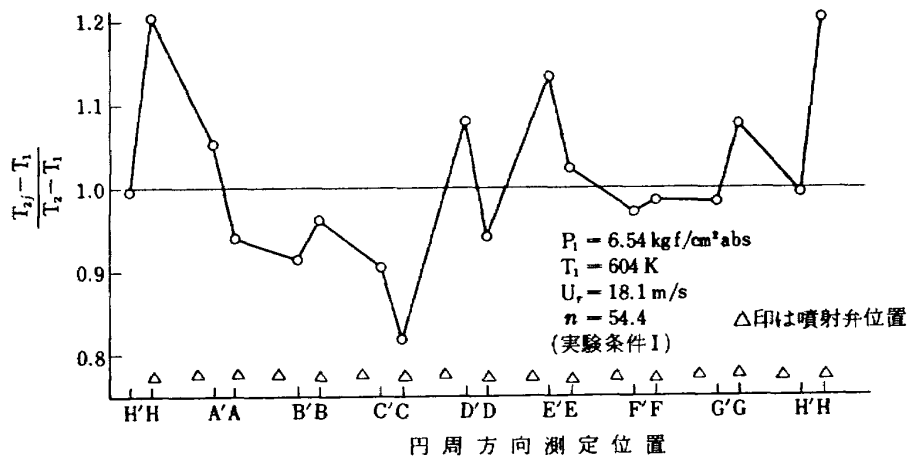


図 10 出口温度円周方向分布

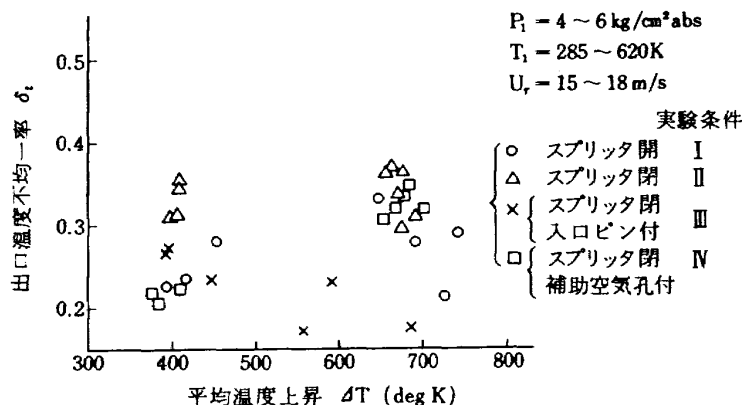


図 11 出口温度不均一率

5 排出特性

燃焼器出口断面に水冷のサンプリングプローブを挿入して分析用試料を採取した。プローブのガス採取孔は1個で、ガス流路の半径方向中央位置にある。試料採取の円周方向位置は、噴射弁後方ととなり合う噴射弁中間位置の後方の2か所とし、それぞれ別々に採取した。燃焼器内圧変化に対し、試料ガスラインの圧力を一定に保つため、サンプリングプローブ出口側に圧力調整器を取付けている。ガス分析計までのラインは電気ヒータにより400K程度に加熱している。

ガス分析計によって得られる、 THC (ppm), CO (%) または ppm, NO/NO_x (ppm), CO_2 (%) および O_2 (%) の各成分の濃度から、ガス試料採取位置における THC , CO , および NO_x の排出指数を算出した。排出指数は、燃料1kgあたりの排出量gで表わす。 THC は CH_2 換算, NO_x は NO_2 換算とした。濃度と排出指数 (EI) との関係は、次式の通りである。

$$EI = X_p \times (n_c + 1) \times \frac{M_p}{M_g} \times 10^{-3}$$

ここに、 X_p ; 大気汚染物質濃度 (ppm), n_c ; ガス採取位置における空燃比, M_p ; 大気汚染物質の分子量, M_g ; 燃焼ガスの分子量。

ここで n_c は、ガス試料の組成と燃料の水素/炭素、重量比 (Jet A-1 に対しては: 0.1669) を用いて算出した空燃比である。このほか、燃料・空気当量比: ϕ 。および燃焼効率: η_c 。もガス試料の組成から算出した。算出法

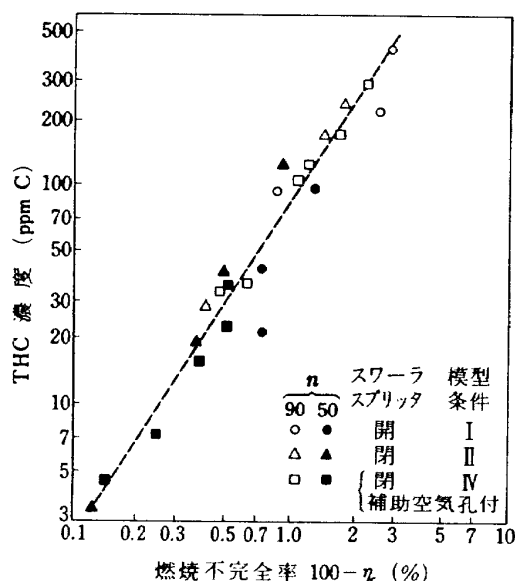


図 12 THC 排出濃度と燃焼不完全率との関係

の詳細にわたっては文献7)を参照されたい。

煙濃度は、Bacharach 計の値を A I A スケールに換算した。

5.1 炭化水素および一酸化炭素の排出

THC の排出濃度は、燃焼不完全率 $100 - \eta_c$ と関連のあることが考えられる。これを図 12 に示す。図 12 の縦軸は、炭素数 1 (メタン) に換算した値である。模型側の条件や全体空燃比、ガス採取位置に依存せず、ほぼ 1 本の直線上にのることがみられる。そこで

$$X_{THC} \propto (100 - \eta_c)^k$$

とおくと、図 12 に記入した直線の場合、 $k = 1.56$ となった。この k 値の意味については、他の多くの燃焼器に関するデータが増えないと充分な解析がむずかしい。

THC の排出指数を整理するパラメータとしては、 P_1 : 燃焼器入口圧力, T_1 : 燃焼器入口温度, U_r : 燃焼器最大断面平均風速を用い、 $P_1 \cdot T_1 / U_r$ ⁸⁾, $P_1 \cdot T_1 / U_r \cdot n$ ⁹⁾ などが提案されているが、この EC10A の場合、 $P_1 \cdot T_1 / U_r \cdot n$ では、 P_1 の影響が強く現れすぎ、このため $P_1^{0.2}$ と圧力指数を 1 より小さくした。また、空燃比としてガス分析値からの n_c と全体の n とを用いた結果を図 13 および

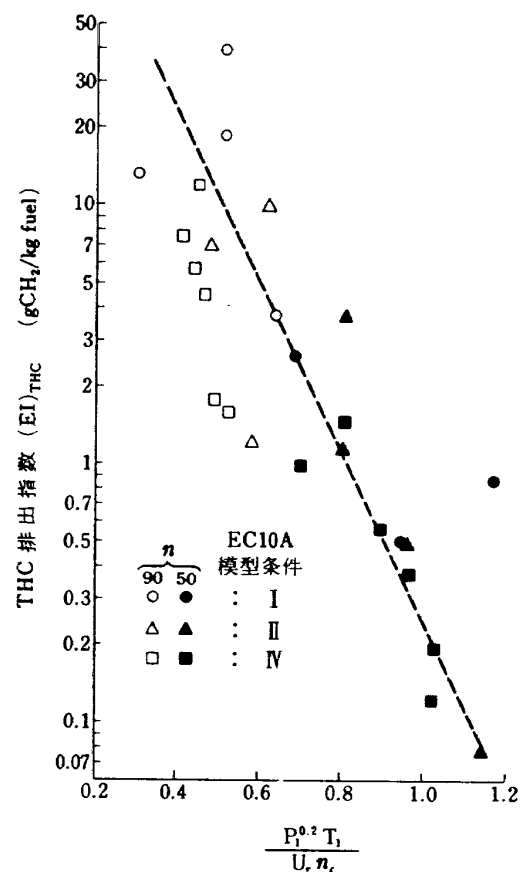


図 13 THC 排出指数 - I

図14に示す。 n_e を用いると実験点はばらつくが、空燃比： n に依存せず、ほぼ1本の直線上にのる。一方、平均空燃比 n を用いると(図14)、実験点のばらつきは少くなるが、空燃比： n によって異なる傾向がみられる。ただし、これらを1本の直線上にのせても、ばらつきは図13より少ない。

CO排出濃度と燃焼不完全率との関係を図15に示す。THCの場合と異なり、模型条件や空燃比によって傾向の差がみられる。ただし、 $n \div 90$ の場合には模型条件の影

響が現れず、実験点はほぼ1本の直線上にのる。 $n \div 50$ の場合、一次燃焼領域の燃焼状態が模型条件によって変化するため、異なる傾向が現れると考えられる。

CO排出指数を整理するパラメータとしては、THCの場合と同様 $P_1 \cdot T_1 / U_r$ 、 $P_1 \cdot T_1 / U_r \cdot n$ などがある。ここでは $P_1 T_1 / U_r n_e$ の場合および n の影響を省き、 P_1 の影響も小さいとして省いた T_1 と U_r の関数： $U_r^{-1} \exp(T_1 / 288)$ の場合も合わせて図16～図19に示す。図16では実験点のばらつきが大きく、やや n 依存性がみられる。

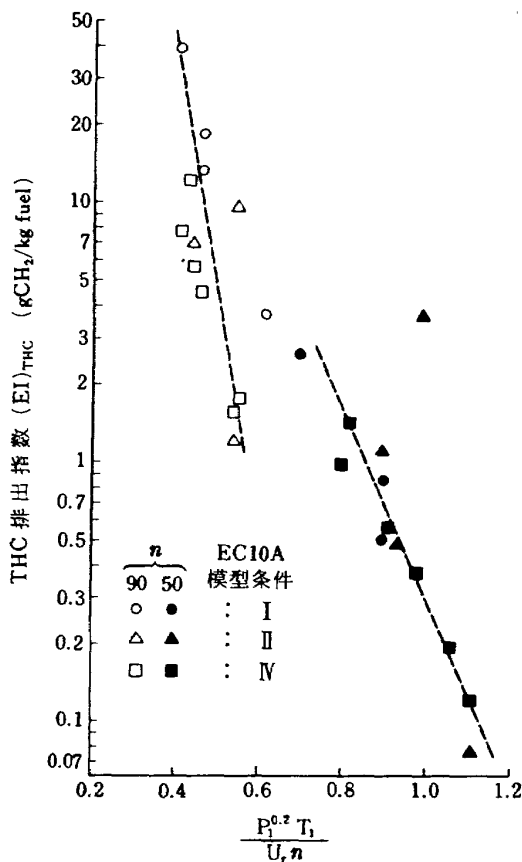


図 14 THC 排出指数 - Ⅱ

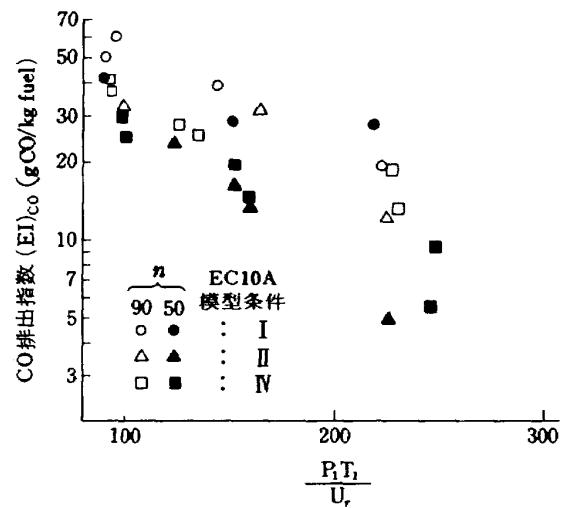


図 16 CO 排出指数 - I

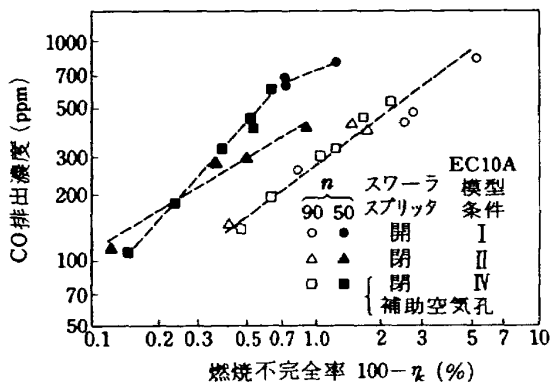


図 15 CO 排出濃度と燃焼不完全率との関係

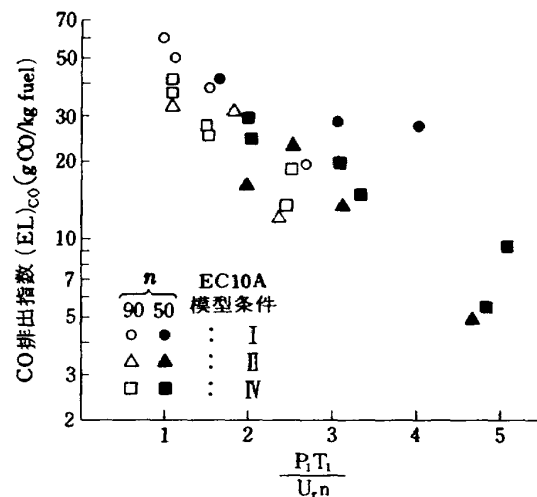


図 17 CO 排出指数 - Ⅱ

図17は図16より大分まとまっている。図18は図17と同程度のまとまりである。図19は、特に実験点のまとまりが良いわけではないが、図18にみられる、1点のみ離れるということがない。模型条件や空燃比依存性もみられない。そのようなことからEC10Aに対しては、この図19が一つの整理法になろう。なお、後記の NO/NO_x 濃度比の場合に用いたパラメータ： $\phi_e P_1^{0.35} \exp(T_1/288)$ でも整理してみたが、これでは実験点のばらつきが大きく、意味をもたなかった。

図20は、模型条件の影響が現れない $n \div 90$ のときの CO 濃度と THC 濃度の関係を示したものである。図中に示した直線は、次式で示される。

$$X_{CO} \propto \sqrt{X_{THC}}$$

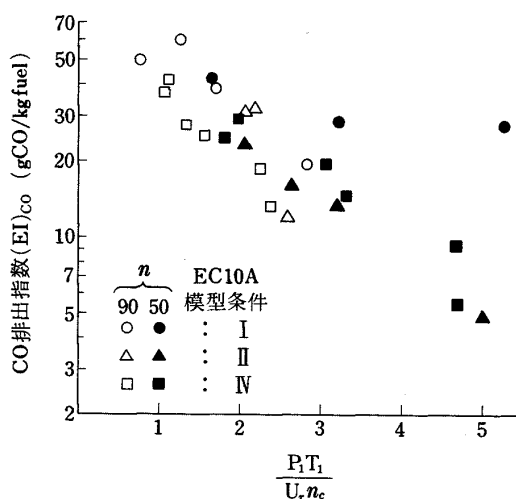


図 18 CO排出指数 - III

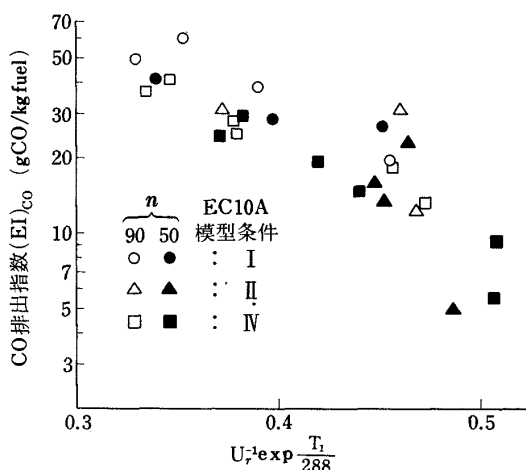


図 19 CO排出指数 - IV

5.2. 窒素酸化物の排出

エンジンでは、燃焼器入口空気温度と圧力の間に、次式で与えられる対応関係が成立する。

$$T_1 = T_0 / \eta_{ad} (\pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) + T_0 (K)$$

ここに、 T_0 ：大気温度 (K)、 η_{ad} ：圧縮機の断熱効率 ($= 0.85$)、 π_c ：圧力比 P_1/P_0 (P_0 ：大気圧)、 κ ：断熱指数 ($= 1.4$)

本実験装置の燃焼器入口空気温度 (T_{1RIG}) と圧力 (P_{1RIG}) の間には、燃焼器試験部の圧力設定方法や、圧縮機出口と試験部間の熱容量などの影響で、上式で与えられる対応関係が成立しない。したがって、実機エンジンに相当する温度および圧力条件での評価を行なうため、温度および圧力が上式で示される対応関係をもつように、本実験で得られた排出指数を温度および圧力で修正した。修正式としては、航技研で行なって来た、いくつかの圧力噴霧形ガスタービン燃焼についての結果から求めた次の実験式を用いた。

$$EI(NO_x) \propto P_1^{0.35} \exp\left(\frac{T_1}{288}\right)$$

修正方法としては、圧力を等しくおいて温度で修正した場合、すなわち $\exp((T_1 - T_{1RIG})/288)$ を $(EI)_{NO_2RIG}$ に掛けたもの、および温度を等しくおいて圧力で修正した場合、すなわち $(P_1/P_{1RIG})^{0.35}$ を $(EI)_{NO_2RIG}$ に掛けたものの両方を行なった。ここで添字 RIG は実験値を示す。 NO_x はすべて NO_2 に換算した。

また、空気の湿度補正として米国の NASA¹⁰⁾ やわが国の JARI の実験¹¹⁾ で得られている $\exp(0.019(10 - H_{RIG}))$ を $(EI)_{NO_2RIG}$ に掛けた。ここに H_{RIG} は、空気中の水分 ($gH_2O/kgair$) である。なお、 CO や THC については、その排出レベルの圧力依存性や温度依存性等については、5.1に述べたように、 NO_x の場合に比較して明確な修正式が得られていないこともあって、温度修正や圧力修正は行なわなかった。

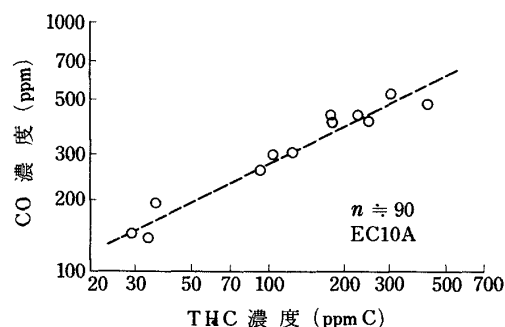


図 20 CO排出濃度とTHC排出濃度との関係

このように修正した $(EI)_{NOx}$ 値と T_1 との関係を図21に示す。同図中には、Lipfert が整理した現用ジェットエンジンの結果¹²⁾も破線で示した。EC10Aの $(EI)_{NOx}$ 値は、現用エンジンの平均値より低めである。また、スワラ流入空気量を制御するスプリッタ開、閉の差はみられない。図22はライナ補助空気孔の NOx 排出に及ぼす影響を示したものである。これによると、補助空気孔付のほうが、わずかではあるが $(EI)_{NOx}$ のレベルが高い。補助空気孔の目的は、一次燃焼領域内の燃料過濃部分に空気を供給し、燃料希薄状態にすることであるが、空気が充分でなく、または空気流入箇所が適当でなく、理論混合比付近の領域を広げる効果をもたらしたようである。

図23は、 NO/NOx 濃度比を示したものである。この場合は整理するパラメータとして $\phi_c P_1^{0.35} \exp(T_1/288)$ が適当であった。補助空気孔付の場合、その流入空気によ

り、 NO/NOx 濃度比のいくぶん低下する傾向がみられる。

5.3 煙濃度

煙排出のもとになる炭素粒子は、一次燃焼領域の燃料過濃部分で生成され、その下流側でほとんどが燃えて消滅してしまう。この残りのわずかな割合が煙として排出される。したがって、煙濃度は炭素粒子の生成と消滅のバランスで決り、各因子の影響は極めて複雑である。

一般的な傾向として、入口空気圧力の高いほど、当量比の大きなほど煙濃度が高くなることから、ここでは $\phi_c \cdot P_1$ をとって示した。図24によると、 $n \div 90$ のときの実験点はばらついてはいるが、 $n \div 50$ のときは、まとまっている。ライナ補助空気孔による煙濃度の低下はみられない。図24の煙濃度の値は、現用のいわゆるスモークレス形のそれに比べると高く、改善すべき点である。

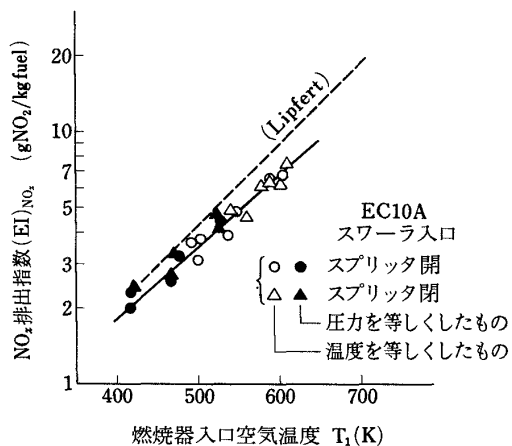


図 21 NOx 排出特性 - I

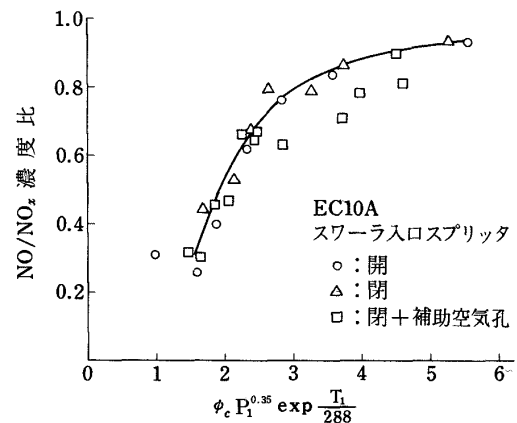


図 23 NO/NOx 濃度比の傾向

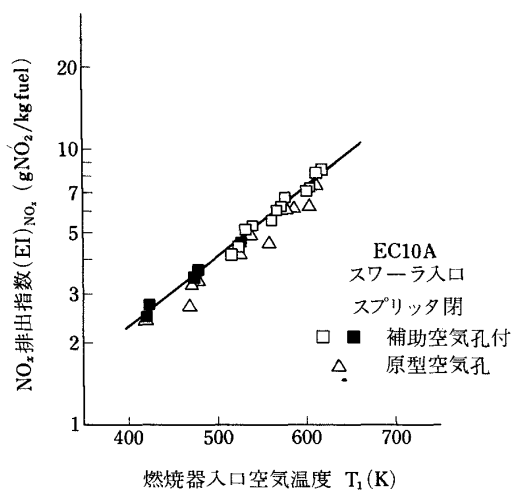


図 22 NOx 排出特性 - II

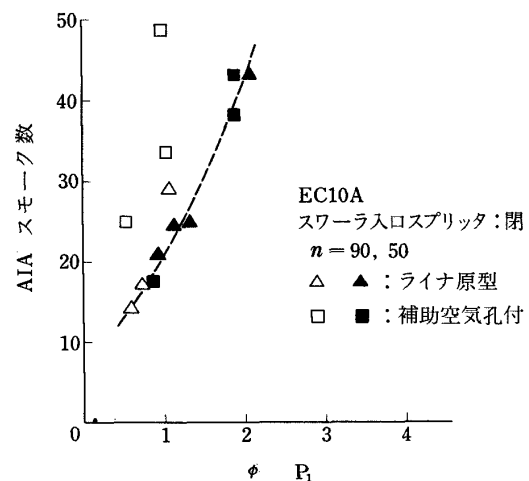


図 24 煙濃度の傾向

6 検 討

排ガス制御用燃焼器模型 EC10A は、少し改造することによりそのまま実機エンジンに用いることのできるよう考慮して設計したものである。

入口空気 6.6 気圧までの燃焼実験の結果、EC10A の燃焼器性能は、実用燃焼器と同程度であり、排出低減対策に伴う性能低下は、これには現れなかった。

6.1 大気汚染成分排出レベルの現用エンジン燃焼器との比較

THC と CO の排出は、エンジン出力の低い状態で増加し、アイドル条件における排出が問題となる。アイドル条件として FJR710 ターボファンエンジンを想定すると、EC10A の排出指数は $(EI)_{THC} \div 5 \text{ g CH}_2/\text{kg fuel}$ 、 $(EI)_{CO} \div 30 \text{ g CO}/\text{kg fuel}$ となる。この値は、現用ジェットエンジンのアイドル条件における排出指数： $(EI)_{THC} = 5 \sim 100 \text{ g CH}_2/\text{kg fuel}$ 、 $(EI)_{CO} = 25 \sim 100 \text{ g CO}/\text{kg fuel}$ に比べると特に低い値ではないが、低い側にあるといえる。なお、FJR710 ターボファンエンジンの測定例では、アイドル条件で $(EI)_{THC} = 4 \sim 5 \text{ g CH}_2/\text{kg fuel}$ 、 $(EI)_{CO} \div 40 \text{ g CO}/\text{kg fuel}$ 程度になっている。

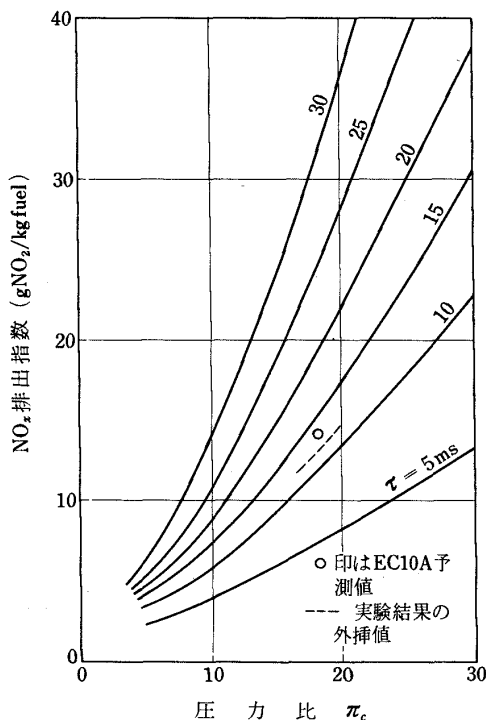


図 25 燃焼器内滞留時間と NOx 排出指数との関係 (ICAO)

EC10A の NO_x 排出指数は、Lipfert が示したデータの平均値と比較すると、 $T_1 = 600 \text{ K}$ のとき 24% の減少になっており、 T_1 の増加と共に低減率が増加する傾向にある。しかし、最近 ICAO で調査した結果と比較すると、図 25 に示すように EC10A の低減率はわずかである¹³⁾。また、EC10A の排出指数は FJR710 ターボファンエンジンで試験した各種燃焼器のうち、 NO_x 排出レベルの低いものと同レベルである。

排出される煙濃度は、エンジン出力の高い状態で増加する傾向にあるが、FJR710 ターボファンエンジンの定格条件では、図 24 の横軸； $\phi_c \cdot P_1$ 値が 4.5～5 となり、AIA スモーク数の許容範囲 30 以下に対して、大幅な改善を必要とする。

6.2 EC10A の構造因子の影響

(1) スワラ入口スプリッタ

スワラ流入空気量の影響を調べるため、スプリッタ開閉の場合を試験した。この影響は、詳細に調べると、THC 排出指数についてあり、スプリッタ閉のほうが排出レベルが低めである。たとえば、図 14 の○印と△印を比較すると、パラメータの小さな値のとき、△印のほうが低い。CO 排出についても同様な傾向がみられ、スプリッタ開では、流入空気量が過大で、燃焼性能の低下することが推定される。ただし、 NO_x 排出について、スプリッタ開、閉の差はみられない。

(2) $\phi 52$ 二重逆旋回スワラ

このスワラは、付録に述べたように混合促進および燃料噴霧のしほみ防止を図ったものである。しかし、スワラ下流側の流れ模様は、FJR710 燃焼器に標準形として使用されている $\phi 54$ 制御リング付スワラのそれと大幅にかわっており（付図 8 参照）、これが後記の補助空気孔の効果をなくしたものと考えられる。

煙濃度減少に対し、一次燃焼領域内の流れのよどみ部分を除くことが最初の手段であるが、実験結果で煙濃度レベルの高かったことから、付図 8 と合せて考えると、円周方向になり合うスワラの間部分に、よどみ部分があったのではないかと推定される。スワラ中間部分には補助空気孔がなく、補助空気孔からの空気の供給は期待できない。煙低減対策としては、EC10A 燃焼器ライナに適するスワラの選定が有効と考えられる。これにより、 NO_x 排出低減の可能性もある。

(3) シャ熱板冷却空気出口孔（付図 11）

THC の排出に対し、シャ熱板付近の空気流が大きな影響を与える。シャ熱板冷却空気をライナ壁面に沿わせてスリットから流出させたところ、THC の排出が急増した¹⁴⁾。

このため、EC10Aでは、キリ孔から流出させている。箱形燃焼器模型の実験によると、冷却空気をライナの外側へ流出させる場合または無冷却時と比べて、EC10Aの方式は、ほとんど遜色がなかった¹⁵⁾。しかし、この付近は極めてデリケートに性能に影響を与えるため、冷却空気流出孔の調整によってTHCの排出をさらに低下させることができよう。

(4) ライナ補助空気孔

FJR710 ターボファンエンジンで試験した燃焼器ライナの一つに同様な補助空気孔を設けたものがあり、これでは、煙濃度の低減、 NO_x の排出低減の効果がみられた。しかし、EC10Aの結果では、この効果がほとんど現れていない。この差異は、スワラの違いにあるとみられる。すなわち、FJR710 燃焼器の場合、EC10Aのスワラと異なり、制御リングなしの混流スワラを用いている。制御リングなしのスワラは旋回羽根からの流れの広がり付図8⑥の場合より大きく、スワラ下流側の循環流域中央部分によどみを作りやすく、補助空気孔の効果を大きくしていたとみられる。また、この旋回羽根からの流れの広がりが、となり合うスワラとの中間領域によどみ部分を作らない方向に作用し、煙と NO_x 排出低減に有効であったとみられる。

(5) 燃焼器ライナ全長

高温滞留時間減少のためのライナ全長の短縮は、実際は、ライナ幅の増加による平均流速の低下から、期待した効果は現れなかったが、 NO_x 排出低減に対し、いくぶん有効であったと判断される。

以上の各構造因子の効果を表6にまとめて示す。

7 結果のまとめ

排ガス制御用アニュラ形燃焼器模型(呼称EC10A)は、低排出形燃焼器を基に、さらに排出低減化を得ることを目的として試作したもので、入口空気6.6気圧までの燃焼実験を行なった。その主要結果は次の通りである。

(1) EC10Aの実用燃焼器としての性能は、ほぼ現用エンジンのそれと同一であり、排ガス対策に基づく燃焼器性能の低下はみられなかった。ただし、耐久性については調べていない。

(2) エンジンアイドル状態に相当する条件で、全炭化水素(THC)および一酸化炭素(CO)の排出は、現用エンジンのそれと比較して、特に低い値にはならなかったが、低いほうのレベルにある。

(3) 窒素酸化物(NO_x)の排出は、燃焼器入口温度を高めたとき(空気圧力も対応して高めている)、現用エン

表6 EC10Aの排出低減対策とその効果

排出低減対策	THC, CO の排出低減効果	NO_x の排出低減効果	煙の排出低減効果
ライナ幅を広げたこと	いくぶん有効と判断される。	明らかな影響はみられなかった。	ほとんど影響なし
ライナ長さの短縮	不明	いくぶん効果があったとみられる。	不明
スワラ空気のスプリッタによる制御	効果がみられた。	スプリッタ開・閉の影響なし	不明
二重逆旋回スワラの採用	不明	逆効果 - NO_x の排出が増加したと判断される。	逆効果 - 煙濃度はこれによって増加したと判断される。
スワラ近傍の補助空気孔	不明	スワラ下流側の流れ模様とのマッチングがとれず、やや逆効果であった。 NO/NO_x 濃度比の減少がみられた。	スワラ下流側の流れ模様とのマッチングがとれず、効果は現れなかった。
シャ熱板冷却空気出口孔の配置	不明, 低減の可能性あり	不明	不明

ジンの平均値より低い ($T_1 = 600K$ で 24% 低下)。

(4) 排出される煙濃度は、現用のスモークレス形燃焼器に比べて高く、改善を図る必要がある。

(5) 以上の排出性能改善の指針を検討した。

(6) ジェットエンジン燃焼器からの大気汚染成分排出に関するデータ整理法は、まだ確立されておらず、これについていくつかの方法を試みた。この整理法は、各種の燃焼器について共通の形を求める必要があり、EC10Aの結果のみでは評価できないため、いくつかの整理パラメータによる結果を併記した。

この研究は、環境庁一括計上分；ジェットエンジン排気ガス制御に関する研究として行なったもので、ほぼ初期計画のまま、最終年度まで実行できたことに対し、関係官庁、協力者の皆様に感謝の意を表します。

8 文 献

1) 斎藤隆，鈴木邦男：航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究Ⅰ，航技研資料 TM230 (1972-7)

2) 鈴木邦男，江口邦久，斎藤隆，石井浅五郎，山田秀志：航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究Ⅳ，航技研資料 TM-288 (1975-12)。

3) 鈴木邦男，斎藤隆，石井浅五郎，山田秀志：航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究Ⅴ，航技研資料 TM-306 (1976-8)

4) 鈴木邦男，石井浅五郎：高圧燃焼器の研究Ⅰ)~Ⅳ)，航技研資料 TM-242, TM-254, TM-285, TM-292, TM-299, TM-318, 「配布先限定」

5) 鈴木邦男，堀内正司：ガスタービン用アニュラ型高圧燃焼器試験装置，内燃機関（山海堂）第16巻，189号，41-45頁 (1977-1)

6) 鈴木邦男，斎藤隆：ジェットエンジン排気ガス制御

に関する研究，環境保全研究成果集，環境庁編，昭和49年度

7) 斎藤隆，鈴木邦男，山田秀志，下平一雄：航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究Ⅳ—噴霧形燃焼器の NO_x 排出特性と内部組成—，航技研資料 TM-350 (1978-5)

8) D.Briebel, L.Papathakos and R.J.Strancar, Effect of Operating Conditions on the Exhaust Emissions from a Gas Turbine Combustor, NASA TN D-6661 (1972-2)

9) 田丸卓，鈴木邦男，斎藤隆，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Ⅴ，航技研資料 TM-335 (1977-10) 「配布先限定」

10) N.R.Marchionna, Effect of Inlet-air Humidity, Temperature, Pressure, and Reference Mach Number on the Formation of Oxides of Nitrogen in a Gas Turbine Combustor, NASA TN D-7396 (1973-10)

11) 金栄吉，吉田祐作，鈴木仁治，瀬古俊之：噴霧燃焼器における排ガス特性の研究，日本自動車研究所研究速報 No 66 (1977-8)

12) F.W.Lipfert, Correlation of Gas Turbine Emissions Data, ASME Paper 72-GT-60 (1972)

13) 運輸省航空局検査課：ICAO航空機エンジン排気ガス研究会 サブグループ報告書 (1976-7)

14) 近く航技研資料として発表の予定

15) 鈴木邦男，石井浅五郎：FJRエンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験Ⅱ，航技研資料 TM-269 (1975-1) 「配布先限定」

付録 EC10Aの設計

1 設計方針

(1) 燃焼器出口、入口ダクトは、既存の高圧燃焼器模型のものを使用し、燃焼器ケーシングおよびライナ式を製作する。

(2) 燃料噴射弁は、既存の圧力噴霧形（デュアルオリフィス）を用いる。

(3) 燃焼器ケーシングの軸方向長さは、ライナに対応する長さよりのばし、余裕をもたせる。このようにするとライナの延長が可能となる。

(4) 燃焼器ケーシングは、既存の高圧燃焼器のケーシングよりディフューザ部の外径側を張出すほかは同一またはこれに準ずる形状とする。このケーシング形状の変更は、一次燃焼領域のライナ幅を大きくとり、THCの排出低減を図ると同時に、設計変更に余裕をもたせ、性能向上の容易化を図るものである。

(5) 燃焼器入口ディフューザ部は、交換可能な構造とする。

(6) 燃焼器ライナは、燃焼性能上、構造上および製作面から可能な限り短縮化し、分流板、スワラが交換可能な構造とする。

(7) 分流板入口部（スワラ空気取入口）に開口面積可変機構を取付ける。これは燃焼器ケーシングの外部から操作できる構造とする。

(8) ライナの主要寸法、形状、ライナ空気孔等は、これまでの研究に基づく最新の設計資料から決定する。

(9) ライナ支持ピンは、内側ケーシングを支持する8個のストラット下流側の後流中におき、支持ピンにフェアリ

ングをつけない。

(10) 点火プラグは円周2か所（180°間隔）とする。

(11) 燃焼器ケーシングには、各種の計測、ライナの改造に際して必要な座を取付ける。

2 基本設計

(1) 全体形状の概念図を描き、これをもとに各部の計算を行なって修正していく方法をとる。この概念図を付図1に示す。

(2) 燃焼器入口ディフューザは、リフトターボジェットJR系の燃焼器の実測データ（付図2）から、ディフューズ角 $\theta = 12^\circ$ とした。このディフューズ角は圧力損失を最小値から増加させることなく、なるべく大きな角度をとるうえから適当と考えた。なお、付図2中の P_1 は燃焼器入口全圧、 P_{diff} はディフューザ出口部の平均全圧、 ρ_a は燃焼器入口空気密度、 U_1 はディフューザ入口風速である。

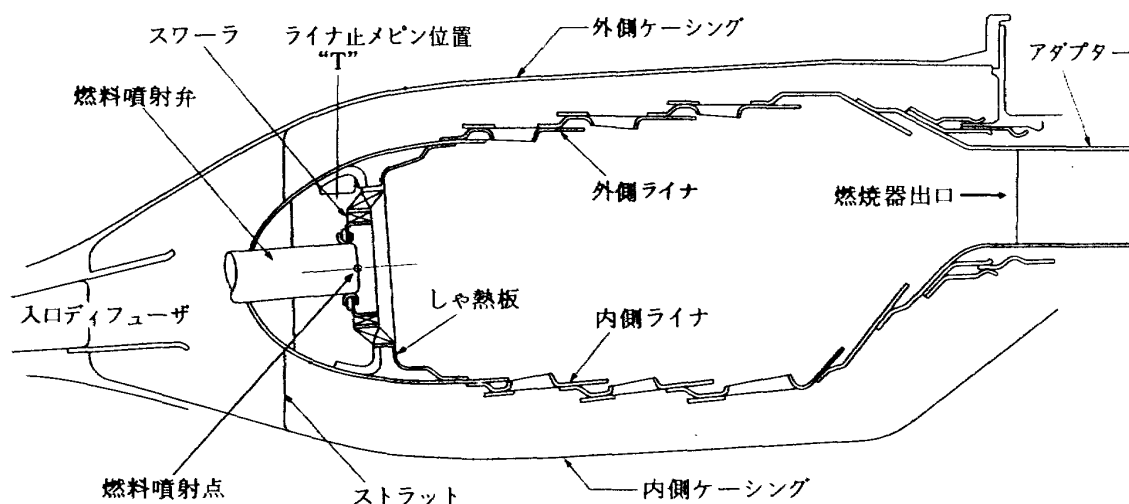
(3) 燃料噴射点およびライナ基準点は、後記のライナ形状、噴射弁の向き、一次燃焼領域をライナ断面中心線で分割した外側/内側容積比から付図3のように定めた。

(4) ライナ形状

(i) 主要形状 付図4について、 A_0, A_i を求める点 A_1, A_2 は第1列冷却スリットのすぐ上流位置を選んだ。ここで

$$\begin{cases} A_0 : A_i = 1 : 1.05 \\ A_i / (A_0 + A_i + A_i) = 0.6 \sim 0.65 \end{cases}$$

の条件を満たすように作図し、付表1の3案について検討した。 $A_i/A_0 = 1.05$ の値は、燃焼器出口の半径方向温度分布の要求形（タービン翼根側を低くする）から、所要

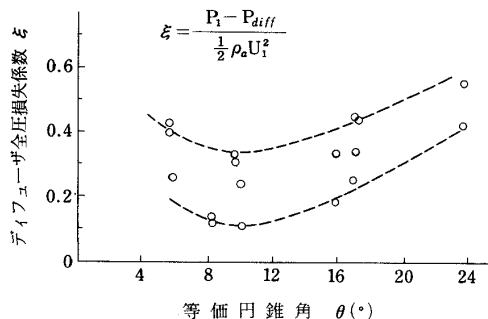


付図1 EC10A設計に用いた概要図

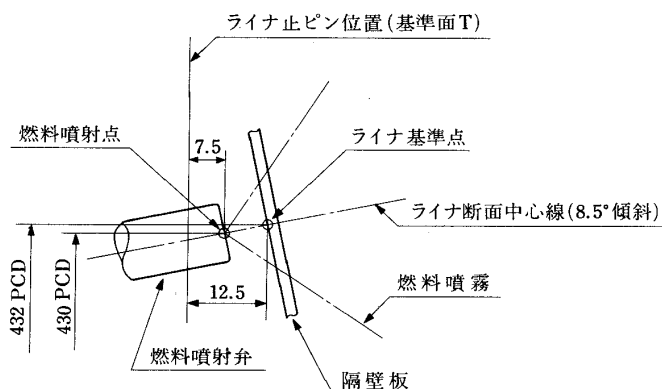
の空気流量配分を求め、この配分比に合うように定めたものである。 $A_i / (A_o + A_i + A_i) = 0.6 \sim 0.65$ とした理由は、設計点付近の燃焼器出口/入口温度比 ≈ 2 、およびスワラから全体空気量の約20%が流入すると考えたとき、この数値で全圧損失係数が最少になるからである。

付表1のライナCは、ライナ幅の狭い点から不利、ライナBは、外側ケーシングと外側ライナとの間隔が狭くなり、ライナ空気孔の流量係数低下が予想され、この点で不利。結局、ライナAを採用した。

(ii) 燃料噴射点およびライナ基準点のチェック外側、内側ライナ第1列空気孔中心と遮熱板下流面、およびライナ断面中心線(8.5°傾斜)で分割したライナ容積(付図5参照) V_{po}, V_{pi} における燃焼負荷率を揃える。燃料は噴射点から、外側領域(V_{po})と内側領域(V_{pi})に約1:1(実際には外側のほうがいくぶん多い)で噴射されるので $V_{po} \sim V_{pi}$ となるように燃料噴射点およびライナ基準点を修正する。その結果が付図3の値であって、このとき、次のようになった。



付図2 燃焼器入口ディフューザの損失係数
(実例から推定したもの)



付図3 燃料噴射点とライナ基準点

$$V_{po} = 2485 \text{ cm}^3, \quad V_{pi} = 2340 \text{ cm}^3, \\ V_{po} / V_{pi} = 1.062$$

噴射燃料の V_{po}, V_{pi} への分散量と燃料噴霧の外側ライナ内側ライナへの衝突位置から考えて、この値は妥当である。

(iii) ライナ冷却スリット

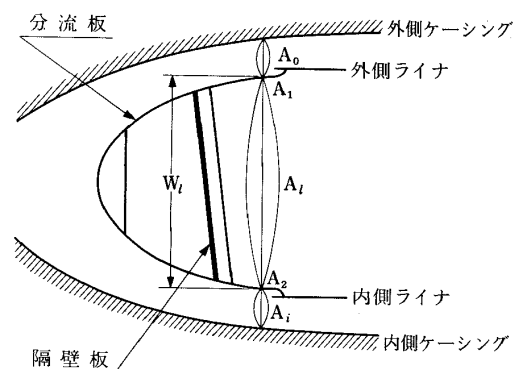
冷却スリットは、これまでの実績ある構造を採用し、十分な冷却性能を得るため、冷却スリット主流方向のピッチ m を構造的に制限される限界までつめた。付図6に冷却スリット構造を示す。冷却空気を流す冷却孔は、 $\phi 2.7 \sim \phi 3.3$ 、ライナ出口側のみ $\phi 3.5$ とした。

(5) スワラ

スワラ空気流の存在するとき、噴射弁からの燃料噴霧角は、多くの場合、狭くなる。この測定例を付図7に示す。付図7の縦軸は、静止雰囲気中の噴霧角とスワラ空気流の存在するときの噴霧角の比、横軸は噴射圧力(差圧)とスワラ旋回羽根部の旋回方向流速をとったモーメントの比である。実験点はいくぶんばらつくが、付図7のよう

付表1 ライナ幅の選定

ライナ	A_i / A_o	$A_i / (A_i + A_i + A_o)$	ライナ幅 W_i
ライナ A	1.039	0.64	80
ライナ B	1.036	0.67	85
ライナ C	1.050	0.60	75.5



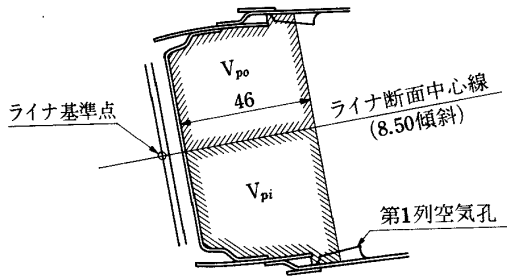
付図4 ライナ部面積配分

な線で表示できた。この結果から、試作したスワローのうち、噴霧角がもっとも広がる $\phi 52$ 二重逆旋回スワローを一応の標準形として採用した。 $\phi 52$ 二重逆旋回スワローの流れ模様と、これまで使用してきた制御リング付スワロー($\phi 54$)の流れ模様の比較を付図8に示す。

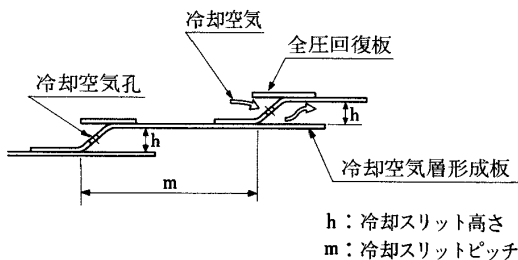
3 詳細設計

(1) ライナ空気孔の設計

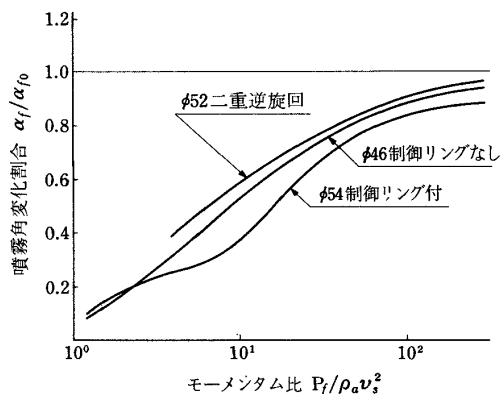
(i) 外側ライナ空気孔は、空気噴流の貫通距離の点から直径 13 mm とし、円周方向32個、軸方向3列の計96個、内側ライナ空気孔は直径 13 mm 、円周方向32個、軸



付図5 一次燃焼領域の外側、内側容積



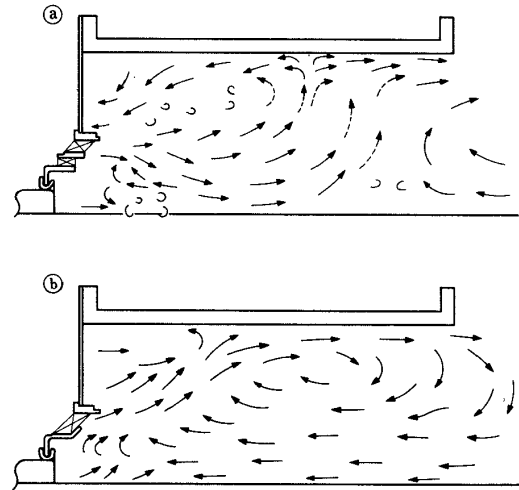
付図6 ライナ冷却スリット構造



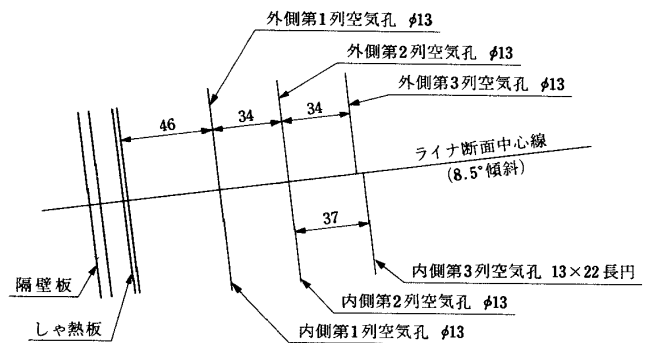
付図7 スワロー空気流による噴霧角の変化

方向2列および希釈孔として 13×22 の長孔を円周方向32個設ける。内側希釈孔はその上流側の空気孔と円周方向に $\frac{1}{2}$ ピッチずらし千鳥配列とした。

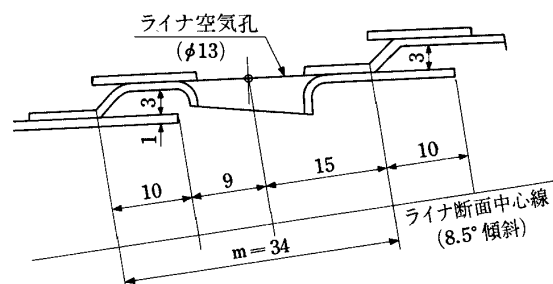
(ii) ライナ空気孔の位置を付図9に示す。第1列空気孔の上流側には、さらに補助空気孔をあけることを考慮し



付図8 $\phi 52$ 二重逆旋回スワローの流れ模様(①)と $\phi 54$ 制御リング付スワローの流れ模様(②)



付図9 ライナ空気孔位置



付図10 ライナ冷却スリット詳細

ている。ただし、原型には、補助空気孔をつけない。

(iii) ライナ空気孔開口面積

外側ライナ空気孔面積： A_{h_o}

$$A_{h_o} = \frac{\pi}{4} 1.3^2 \times 32 \times 3 = 127.4 \text{ cm}^2$$

内側ライナ空気孔面積： A_{h_i}

$$A_{h_i} = \frac{\pi}{4} 1.3^2 \times 32 \times 2 + \left(\frac{\pi}{4} 1.3^2 + 0.9 \times 1.3 \right) \times 32 = 164.8 \text{ cm}^2$$

全体空気孔面積： A_h

$$A = A_{h_o} + A_{h_i} = 292.2 \text{ cm}^2$$

この A_h の値は、全圧損失係数 ϕ を実用範囲内に押える ($\phi \leq 35$) うえから判断して妥当である。

(2) ライナ冷却孔の設計

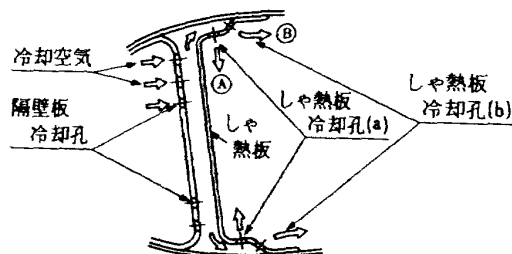
(i) ライナ壁面冷却スリットは、スリットのピッチを付図10に示すように $m = 3.4 \text{ mm}$ とした。冷却空気孔は、高圧燃焼器として実績のある形とした。すなわち、

外側ライナ第1列～第4列：300個- $\phi 2.7$

外側ライナ第5列： $\phi 3.5$, ピッチ5.4

内側ライナ第1列～第3列：200個- $\phi 2.7$

内側ライナ第4列： $\phi 3$, ピッチ5.4



付図11 シャ熱板の冷却法

内側ライナ第5列： $\phi 3.5, 5$, ピッチ5.4

これからライナ壁面冷却孔開口面積： A_{CS} は、

$$A_{CS} = A_{CS_o} + A_{CS_i} = 990 + 724 = 1714 \text{ cm}^2$$

(ii) ライナ隔壁板冷却孔は、遮熱板の噴流衝突冷却効果を考慮し、 $\phi 2$ 孔ピッチ7の千鳥配列とした。冷却孔数は、作図から求め、47個×円周16か所=752個とした。隔壁板冷却孔開口面積 A_{CF} は

$$A_{CF} = \frac{\pi}{4} 0.2^2 \times 47 \times 16 = 23.6 \text{ cm}^2$$

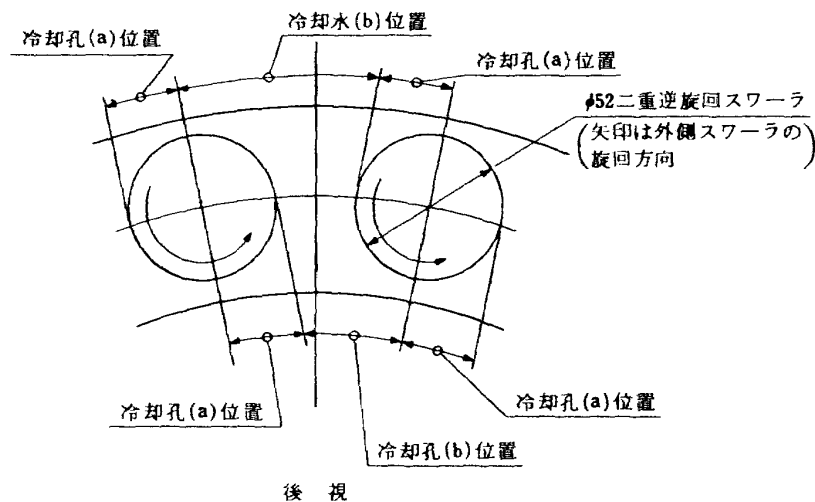
(iii) 遮熱板の冷却空気流出孔は、隔壁板冷却孔から流入した冷却空気をライナ内部へ流出させるためのものである。付図11および付図12に概要を示す。冷却空気の一部はスワラの旋回方向に噴出してスワラの保炎性能向上の効果をもたせ(付図11のA)、残りは壁面に沿って流出させる。(付図11のB)構造とした。なお、遮熱板のスワラ中間部に凹みをつけ、その部分に $\phi 1$ 孔37個をあけた。これは遮熱板の耐久性向上のためである。この $\phi 1$ 孔の開口面積は全体で4.65cm²になる。

冷却空気流出孔のうち、スワラの保炎性能向上をはかったものは4個- $\phi 3.5$, ピッチ8.9, 円周16箇所の計64個、外側、内側合せて128個である。ライナに沿って流出させる孔は、外側ライナに5個- $\phi 3.5$, ピッチ12.2, 円周16箇所の計80個、内側ライナに3個- $\phi 3.5$, ピッチ11.2, 円周16箇所の計48個、外側、内側合せて128個である。この冷却空気流出孔の面積 A_{CHW} は、冷却空気入口面積 A_{CF} とほぼ等しい。

$$A_{CHW} / A_{CF} = 24.63 / 23.62 = 1.04$$

(3) 分流板入口孔(スワラ空気取入口)の設計

(i) 可変になっていない部分の開口面積： A_v は、分流板入口開口部 $\phi 2.6$ と燃料噴射弁外径 $\phi 1.7$ の間隙で形成される部分である。



付図12 冷却空気流出法(付図9参照)

$$A_{vs} = \frac{\pi}{4} (2.6^2 - 1.7^2) \times 16 = 48.6 \text{ cm}^2$$

(ii) 可変部開口面積； A_{vr} は、

$$\begin{aligned} (\text{最大}) A_{vr \cdot \max} &= \pi (2.9^2 - 1.6^2) \times \\ &\quad \frac{11^\circ 34' 34''}{360^\circ} \times 6 \times 16 \\ &= 56.7 \text{ cm}^2 \end{aligned}$$

$$(\text{最小}) A_{vr \cdot \min} = 0 \text{ cm}^2$$

(iii) したがって分流板入口開口面積 A_v は、

$$A_v = 48.6 \sim 105.4 \text{ cm}^2$$

(4) ライナ出口アダプタの設計

(i) 燃焼器ケーシング長さをライナ長さより40mm長くしているため、ライナ出口側に長さ40mmのアダプタを取付けた。外側アダプタの内径は $\phi 513.2$ 、内外アダプタの外径は $\phi 447.7$ でライナ出口寸法に合せている。

(ii) アダプタ冷却ルーバをアダプタの耐久性向上のため設けた。ルーバ開口面積はライナ全開口面積の4.5%以下とした。ルーバの形状は、これまでの実績から付図13に示す形とした。ルーバは、外側、内側アダプタに対し、それぞれ軸方向2箇所、円周方向32箇所、千鳥配列とした。

(iii) 冷却ルーバ開口面積； A_R は、各ルーバの開口面積を合計して $A_R = 23.2 \text{ cm}^2$ となる。ライナ全開口面積； A_T は、

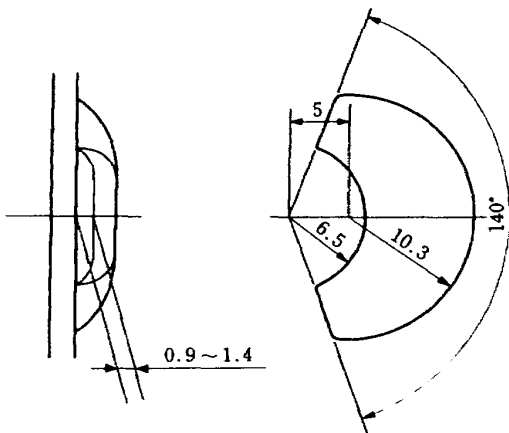
$$A_T = A_h + A_{cs} + A_v + A_R = 5922 \text{ cm}^2$$

$$A_R / A_T = 0.039$$

ルーバの製作誤差を考慮しても4.5%以内には入る。

(5) 燃焼器ケーシング

燃焼器ケーシング形状は既存の高圧燃焼器模型のケーシング形状を一部修正する程度にとどめ、強度計算を主体に行なった。強度計算については、ここでは、省略する。



付図13 アダプタ冷却ルーバ詳細

4 主要計画値のチェック

EC10Aの作動点として、付表2に示す試作ターボファン燃焼器の設計点を取り、実機燃焼器との比較を行なった。

(1) EC10Aの主要計画値は次の通りである。

(i) 燃焼器最大断面積； A_r

$$A_r = \frac{\pi}{4} (0.550^2 - 0.297^2) = 0.168 \text{ m}^2$$

(ii) ライナ断面積； $A_L = 0.106 \text{ m}^2$

(iii) ライナ断面積比； $A_L / A_r = 0.63$

(iv) ライナ容積； $V_L = 0.023 \text{ m}^3$

(v) ライナ長さ； $l_L = 0.21 \text{ m}$

(2) 性能パラメータ

(i) 最大断面平均風速； U_r

入口空気の単位体積あたり重量； τ_a

$$\tau_a = 1.293 \times \frac{273}{273 + 442.5} \times \frac{18.78}{1.0332} = 8.967 \text{ kg/m}^3$$

$$U_r = \frac{w_a}{A_r \times \tau_a} = \frac{24.37}{0.168 \times 8.967} = 16.2 \text{ m/s}$$

実機燃焼器の場合 $U_r = 18.4 \text{ m/s}$ になっており、性能上差のほどではない。

(ii) 全圧損失係数； ϕ

入口空気密度； $\rho_a = \tau_a / g = 0.915 \text{ kg s}^2 / \text{m}^4$

許容全圧損失； $\Delta P = 0.04 \times P_1 = 0.7512 \text{ kg/cm}^2$

$$= 0.7512 \times 10^4 \text{ kg/m}^2$$

$$\phi = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho_a U_r^2} = \frac{0.7512 \times 10^4}{\frac{1}{2} \times 0.915 \times 16.2^2} = 62.6$$

実機燃焼器では $\phi = 48.5$ 以下となる。EC10Aの場合、予想値は $\phi \approx 35$ であり、この通りの値になると全圧損失率； $\Delta P / P_1 = 0.022$ になる。燃焼器の性能向上は、一般に全圧損失の増加を伴いやすく、原型としては、この程

付表2 EC10Aを計画した設計値

項 目	記 号	数 値 等
空 気 流 量	w_a	24.37 kg/s
入 口 空 気 温 度	T_1	715.5 K
入 口 空 気 全 圧	P_1	18.78 kgf/cm ² abs
空 燃 比	n	47.6
燃 料 流 量	w_f	1842 kg/h
燃 焼 効 率	η_b	> 98%
全 圧 損 失 率	$\Delta P / P_1$	0.04
使 用 燃 料		ジェットA-1

度の余裕をみておくほうがよい。

(iii) 滞留時間； τ

ライナ内平均滞留時間の指標として、次式をとって比較する。

$$\tau = l_l / U_r = 0.21 / 16.2 = 0.0130 \text{ sec}$$

実機燃焼器の値は、 $\tau = 0.0136 \text{ sec}$ でほとんど差はない。

(iv) 燃焼負荷率； L_b

燃料の低位発熱量； $H_u = 10300 \text{ kcal/kg}$ とおく。

$$\begin{aligned} L_b &= \frac{w_f \cdot H_u \cdot \eta_b}{V_l} \left(\frac{1.0332}{P_1} \right) \\ &= \frac{1842 \times 10300 \times 0.98 \times 1.0332}{0.023 \times 18.78} \\ &= 4.4 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \text{ hr atm} \end{aligned}$$

実機燃焼器の値は、 $L_b = 4.1 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \text{ hr atm}$ になり、ほぼ同程度である。

以上総合すると、EC10Aは、実機燃焼器としても使用することができる数値を採用していることが判明する。次の付表3は、EC10Aライナと実機燃焼器のライナとスワール、空気孔等開口面積を比較したものである。

		EC10A (原型)		実機ライナ No 12		実機ライナ No 15	
		寸 法	開口面積 (cm ²)	寸 法	開口面積 (cm ²)	寸 法	開口面積 (cm ²)
ライ ナ 空 気 孔	1列補助空気孔			外側 14コ φ8 内側 16コ φ8	15.08	外側 14コ φ8 内側 16コ φ8	08 15.08
	2列 "					外側 30コ φ8 内側 32コ φ8	31.16
	1列 空気孔	外側 32コ φ13 内側 32コ φ13	84.95	外側 32コ φ13 内側 32コ φ13	84.95	外側 32コ φ13.5 内側 32コ φ13.5	91.61
	2列 "	同 上	84.95	同 上	84.95	同 上	91.61
	3列 "	外側 32コ φ13 内側 32コ 13×22	122.39	同 上	84.95	外側 32コ φ14 内側 32コ 13.5×22	131.78
	4列 "			外側: なし 内側 32コ φ13	42.47		
	全空気孔面積 Ah	Aho 127.42 Ahi 164.86	Ah292.28	Aho 134.46 Ahi 177.94	Ah312.40	Aho 163.00 Ahi 198.26	Ah361.25
ライ ナ 壁 面 冷 却 空 気	冷却スリット 外 側	300コ-φ2.7, -φ3.3, 3列 300コ-φ2.7 2列 315コ-φ3.5 1列	122.07	同 左	122.07	300コ-φ2.7, -φ3.3, 1列 80コ-φ3.5, 217-φ3, 1列 80コ-φ3.5, 227-φ3, 1列 314コ-φ3 1列 312コ-φ3.5 1列	117.53
	冷却スリット 内 側	200コ-φ2.7 1列 200コ-φ2.7, -φ3.3, 2列 215コ-φ3 1列 237コ-φ3.5 1列	76.88	200コ-φ2.7 2列 200コ-φ2.7, -φ3.3, 2列 215コ-φ3 1列 235コ-φ3.5 1列	88.33	200コ-φ2.7 1列 201コ-φ3 1列 203コ-φ3 1列 211コ-φ3 1列 240コ-φ3.5 1列	76.18
	空気孔後方 冷 却 孔	外側 4×32コ-φ2 3列 内側 4×32コ-φ2 3列	24.13	外側 4×32コ-φ2 3列 内側 4×32コ-φ2 4列	28.15	外側 4×32コ-φ2, 3列 内側 4×32コ-φ2, 3列	24.13
	全冷却孔面積 Acs	Acso 134.13 Ac si 88.94	223.07	Acso 134.13 Ac si 104.41	238.54	Acso 129.59 Ac si 88.24	217.83
	スワ ー ラ Asw	二重逆旋回スワ ー ラ 外側 φ52/φ43 内側 φ40/φ34	97.63	φ46 スワ ー ラ φ46/φ37	54.86	二重逆旋回スワ ー ラ 外側 φ52/φ43 内側 φ40/φ34	97.63
	入 口 側	752コ-φ2	23.62	1664コ-φ1.8	42.34	1664コ-φ1.8	42.34
	出 口 側 ACHW	外側 64コ-φ3.5 外側 80コ-φ3.5 内側 64コ-φ3.5 内側 48コ-φ3.5	29.28	外側 156コ-φ3.5 内側 112コ-φ3.5	25.78	スワ ー ラ 中間 592コ-φ1 外側 156コ-φ3.5 内側 112コ-φ3.5	30.44
	出口/入口比		1.24		0.609		0.719
分流板入口孔 Ar (噴射弁分を除く)		可変機構付	48.64 ~105.6	30×28	69.24	30×28	69.24
全体開口面積		Ah 292.28 Acs 223.07 Av 105.6	620.95	Ah 312.40 Acs 238.54 Ar 69.24	620.18	Ah 361.25 Acs 217.83 Ar 84.56	663.64

付表3. ライナ空気孔開口面積一覧表

航空宇宙技術研究所資料355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
