

UDC 621.45.034:
614.7:
551.5

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-335

新形式ガスタービン燃焼器の研究

(第5報, 環状燃焼器AS260)

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

1977年10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,* 杉山七契*
設 計	田頭 健,** 中野静嘉**
実験計測	遠崎良樹,*** 国師正一,*** 酒井規行***

* 原動機部

** 石川島播磨重工業株式会社

*** 川崎重工業株式会社

目 次

1. まえがき	1
2. 試験装置と供試燃焼器	2
2.1 高圧燃焼試験装置	2
2.2 供試燃焼器	4
燃料系統	
空気ダクト系統	
鈍頭部構造	
ライナ空気孔部	
2.3 諸計測位置	7
3. 燃焼器試験方法	9
3.1 試験条件	10
3.2 データ処理方法	10
4. 試験結果	11
4.1 燃焼器特性	11
4.1.1 燃焼効率	11
4.1.2 圧力損失	12
4.1.3 出口温度分布	12
4.2 その他の測定値	13
4.2.1 遮熱板温度	14
4.2.2 空気ダクト空気流量	14
4.3 排出特性	15
4.3.1 未燃焼成分排出	15
4.3.2 窒素酸化物排出	16
5. 検討と考察	16
5.1 燃焼器特性	17
5.2 その他の設計資料	17
5.3 排出特性	18
5.3.1 未燃焼成分排出	18
排煙	
COおよびTHC	
5.3.2 窒素酸化物排出	19
6. まとめ	20
文 献	21
付 録 A	22
付 録 B	27

新形式ガスタービン燃焼器の研究*

(第5報, 環状燃焼器 AS260)

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**

概 要

通商産業省工業技術院の主宰する大型工業技術研究開発制度のひとつ, 「航空機用ジェットエンジンの研究開発」に関連して, 低公害, 高性能の航空機用ガスタービンエンジンの燃焼器を開発, 研究している。

ここでは, ダクトによって導かれた気流によって燃料を微粒化し, 鈍頭部に保炎循環流を形成させる新形式の燃焼器, 呼称「AS形」燃焼器の環状模型を製作し, 入口空気絶対圧力, $3.5 \sim 10 \text{ kg/cm}^2$ にて燃焼試験をおこなった結果について報告する。

燃焼器諸性能については, ほぼ所期の特性が得られた。ことに出口温度分布特性は良好であった。

排出特性は, セクタ模型試験の予測通り, 排煙, CO, および THC について従来の圧力噴射弁とスローラをそなえた形式の燃焼器とくらべて著しい低減を得ることができた。窒素酸化物(NO_x)については, 入口絶対圧力が 6 kg/cm^2 で従来の燃焼器並みの排出レベルで, 10 kg/cm^2 のときは, 約50%の低減を示した。

1. まえがき

通商産業省工業技術院の主宰する大型工業技術開発制度に関連して, 低公害, 高性能に重点を置いた航空機用ジェットエンジン燃焼器の研究を行っている。

これまでに, 燃焼器内筒の鈍頭部外側に設けたダクトによって導かれた気流によって燃料を気流微粒化し, 鈍頭内部に保炎循環流を形成させる, 通称「AS形」燃焼器の開発研究を行ってきた。^{1)~4)}

ここでは, 既報の環状燃焼器模型 AS-250 の結果³⁾に

もとずき, 更に性能の向上をはかって設計, 製作した環状模型, 呼称 AS 260 の試験結果について報告する。

一般に, 環状燃焼器の部分分割模型であるセクタ形燃焼器は, 燃焼器開発研究上, 次のような利点がある。

- (1) 実機と同規模の燃焼器模型と比較し, 試験に必要な空気や燃料の量が少なくて済む。そのため, 小規模で, 廉価な設験設備で手軽に試験ができる。
- (2) 模型の製作費用が比較的安い。また, 加工や改造が手軽にできる。
- (3) 側板やのぞき(視)窓を設けることなどにより, 燃焼状態の観察や, 流れ模様の測定に便利である。その反面, 次のような欠点がある。

- (1) 側板が存在するため, 円周方向旋回流の影響を知ることができない。
- (2) のぞき窓と側板の冷却用空気が燃焼状態に影響を与える。
- (3) 燃料供給系, またはライナ空気孔周方向配列の数によっては, 両側板付近でそれらの著しい不均衡が生ずる。
- (4) 着火用, またはプライマリ用噴射弁の個数や, 取付位置が制限される。
- (5) 繰返し燃焼試験による熱変形が, 環状模型と異なった形で現れる。

最初に環状燃焼器模型として設計製作した AS-250 では, それまでのセクタ形模型で得た成果を十分にとり入れることができ, ほぼ所期の性能をもつことが確認された。

しかし一方, AS-250 では, セクタ模型に特有の欠点である円周方向流れの混合が充分に行われないう構造をそのまま継承したため, 燃焼器出口における温度分布などの円周方向不均一性が顕著に現われた。

すなわち, 燃焼室前流側の噴射弁の有無, 遮熱板の構造, ライナ空気孔列の配置などが, 燃焼器出口における

* 昭和52年10月3日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

円周方向温度分布などに鋭敏に影響を及ぼした。

そこで、今回の環状模型では、特に流れに環状燃焼室内円周方向旋回成分を与えることを重点として設計を行った。

また、AS-250 を設計した時点以降のセクタ燃焼器試験の成果を取り入れた。その詳細については、第 2 章に述べる。

AS-250 の燃焼試験は、当所原動機部円環型燃焼器試験設備⁵⁾⁶⁾を用いたので、燃焼器入口空気圧力は最大、 2.7 kg/cm^2 であった。今回の試験では最近当所に設置されたアニュラ形高圧燃焼器試験装置⁷⁾を用い、入口空気圧力を $3 \sim 10 \text{ kg/cm}^2$ の条件で試験を行った。

なお、圧力は特にことわりのない限り絶対圧力で示す。単位に G の文字を伴ったときのみゲージ圧を示す。

AS 260 の設計点条件を表 1 に示す。

表 1 設計点条件

入口空気圧力	P_1 [kg/cm^2]	18.8
入口空気温度	T_1 [K]	737.5
空気流量	w_a [kg/s]	24.4
燃料流量	w_f [kg/s]	0.512
空燃比	n	47.6

使用記号と単位

A_h	ライナ開口面積, 0.05786 m^2
A_l	ライナ断面積, 0.1081 m^2
A_t	燃焼器最大断面積, 0.149 m^2
$El(x)$	成分 x の排出指数, x の g 数 / 燃料 1 kg
H	絶対湿度, 水分の g 数 / 1 kg の乾燥空気
H_u	燃料発熱量, kcal/kg
i	エンタルピ, kcal/kg
M	マッハ数
n	空燃比, w_a / w_f
n_c	ガス分析にもとづく空燃比
P_0	大気圧, kg/cm^2
P_1	燃焼器入口空気圧力, kg/cm^2
Q_L	燃焼器負荷率, $\text{kcal/m}^3 \text{ h atm}$
τ_{ad}	供給空気量にたいする空気ダクト通過空気量の比
T	温度, K
T_s	遮熱板温度, K
U_r	燃焼器最大断面平均風速, m/s
V_l	燃焼室体積, 0.0228 m^3
w_a	供給空気量, kg/s

w_f 供給燃料量, kg/s 又は g/s

ギリシヤ文字

δ_t 温度不均一率

η_b 燃焼効率, %

η_c ガス分析にもとづく燃焼効率, %

θ 無次元化温度

σ 出口温度標準偏差, deg K

ϕ 全圧損失係数

ϕ_c ガス分析より求めた当量比

添字

1 燃焼器入口

2 燃焼器出口

d 空気ダクト内

ENG エンジン作動線上

f 燃料

RIG 試験時

2. 試験装置と供試燃焼器

2.1 高圧燃焼試験装置

今回の実験で使用したアニュラ型高圧燃焼器試験装置の系統図を図 1 に示す。

この装置では、 $10,000 \text{ kW}$ の高圧圧縮機を単独で空気源として用いることにより、燃焼器入口圧力にして、約 7 kg/cm^2 の燃焼試験が可能である。

また、上記圧縮機へ供給する空気を、あらかじめ $3,700 \text{ kW}$ の低圧圧縮機で昇圧する、いわゆるシリーズ運転をすることにより、 15 kg/cm^2 までの加圧条件での試験ができる設計である。

燃焼試験で排出された燃焼ガスは、洗浄塔と消音塔を経由して大気中に放出される。

本試験装置によって試験できる範囲は、表 2 に示すようである。

供試燃焼器取付部の概要と寸法の詳細は、図 2 に示す。

ライナ本体を取付ける外筒の前方フランジより 74 mm の位置に入口全圧、および入口全温を計測するプローブが設置されている。また、その外筒の後方フランジ面より 49 mm 後方に、燃焼器出口のガス温度、圧力等を計測するプローブ等が設置されている。

燃焼器の後方約 600 mm の位置には、シリーズ運転のときのみ固定絞りの減圧ノズル、通称「しほりダクト⁷⁾」を設置する。

今回使用した外筒部は FJR 710/20 用のライナを試験するため製作されたもので、CC 40H-2 と呼ばれる。こ

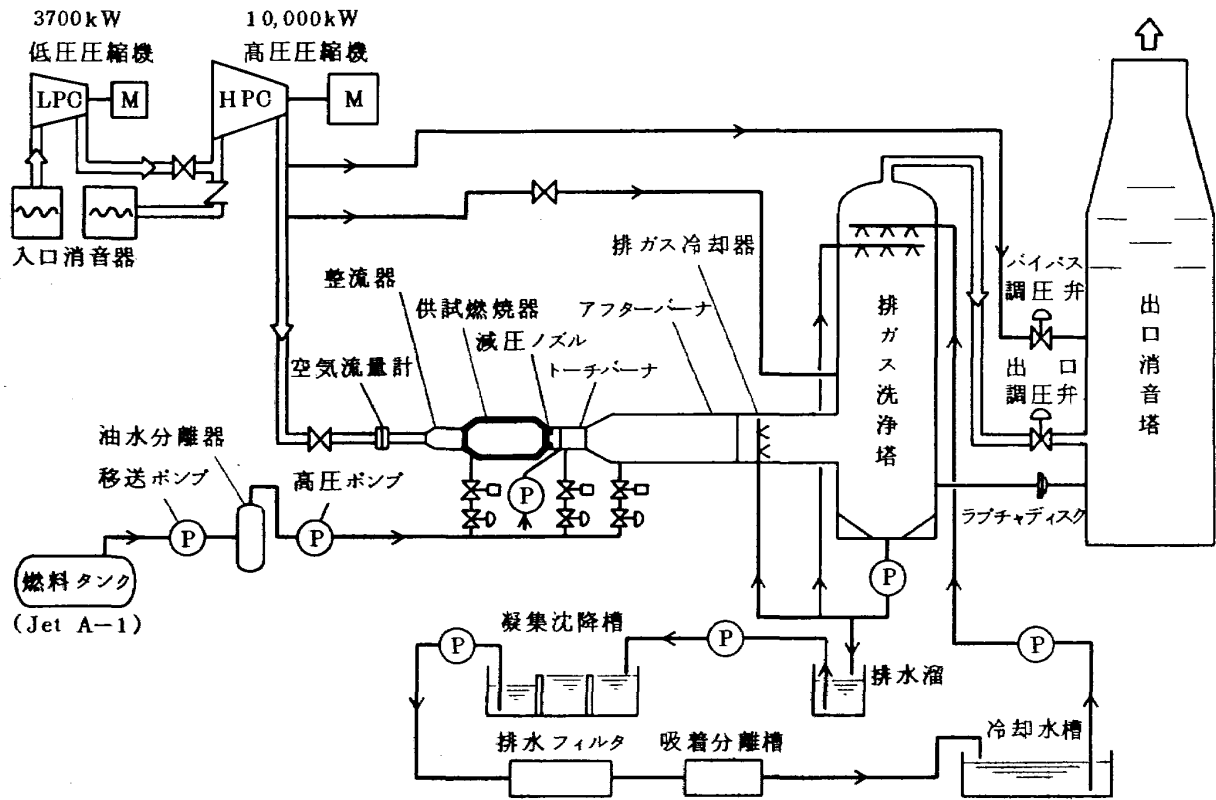


図1 アニュラ型高圧燃焼試験装置系統図

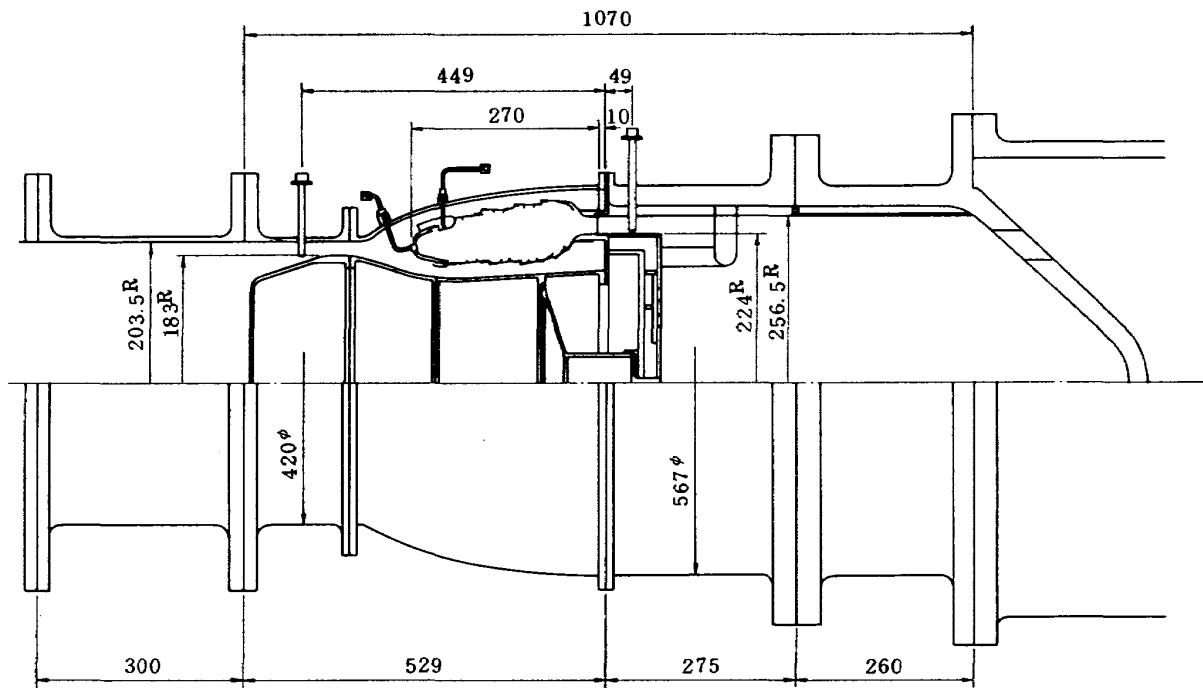


図2 供試燃焼器取付部

の外筒には、のぞき窓が2ヶ所あるが、AS 260を試験するときには、いずれもその第2列空気孔同士の間中に位置するため、はすかいにのみライナ内火炎をのぞき見ることができる。

燃焼器等を試験装置に組込んだ状態の外観を図3に示す。

表2 アニュラ型高圧燃焼器試験装置能力

空気圧力	1.5 ~ 15 kg/cm ²
入口空気温度	373 ~ 723 K
最大空気流量	25 kg/s
最高燃料圧力	60 kg/cm ² G
最大燃料流量	0.78 kg/s
使用燃料	Jet A-1

次に更に詳細に燃焼器構造について説明する。

2.2 供試燃焼器

供試燃焼器の主軸を含む断面を、図4に示す。内筒部の外観を、図5に示す。その一部、鈍頭部を前流側から

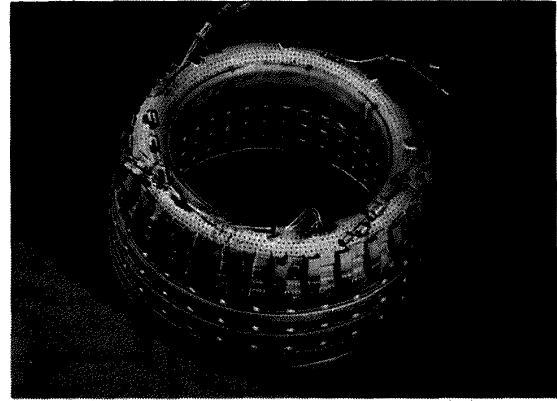


図5 AS 260の内筒外観

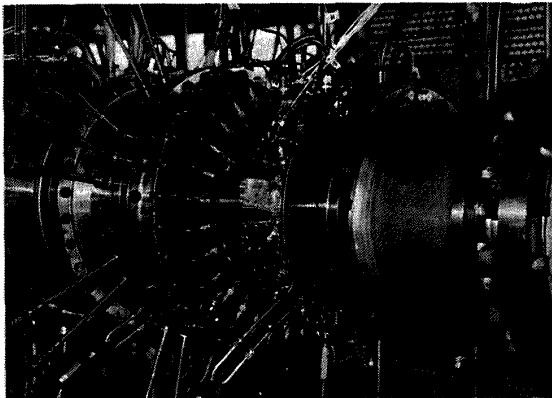


図3 燃焼試験準備完了の状態外観
(主流の方向は写真の右から左)

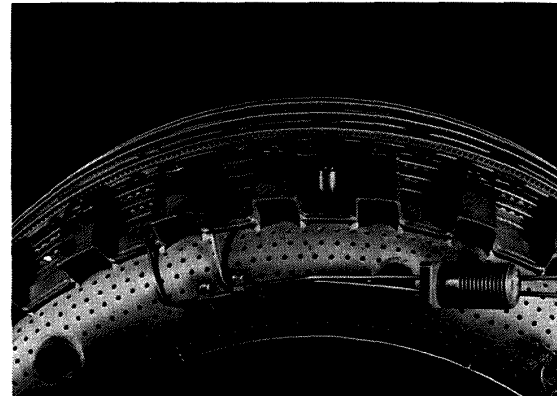


図6 AS 260の内筒鈍頭部詳細

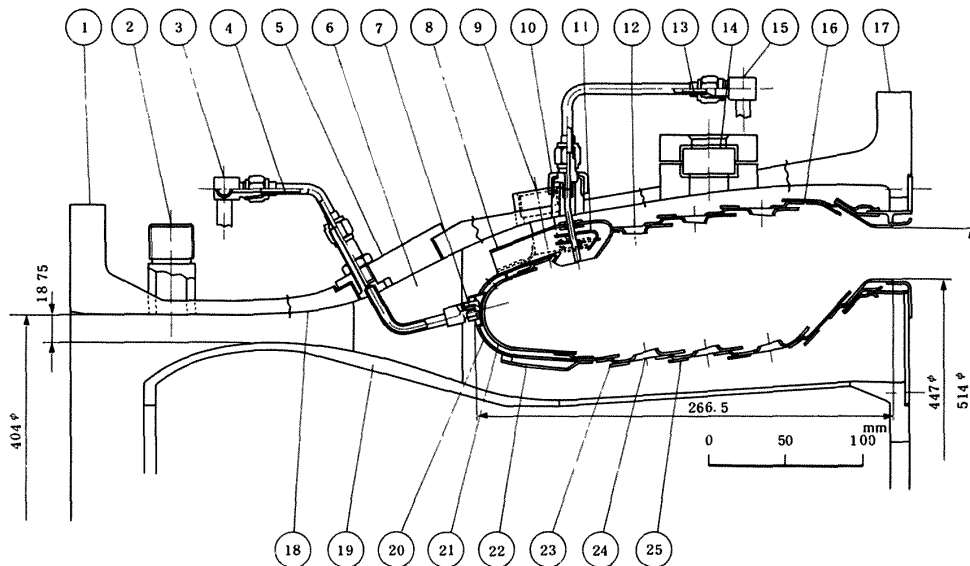


図4 供試環状燃焼器模型AS 260の組立断面図

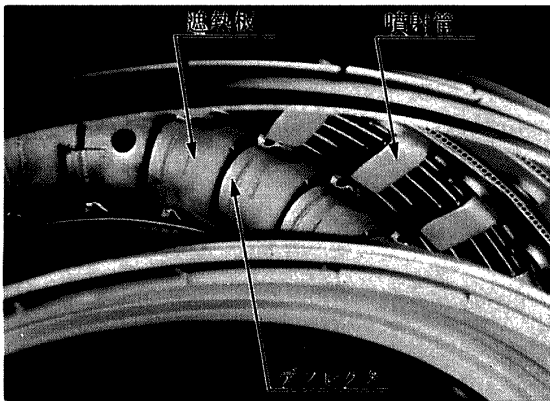


図7 後流側から見た鈍頭部内側

みた近接写真が図6である。また、後流側からみた鈍頭部近傍を図7に示す。

次に、供試燃焼器の構造の詳細を、図4に従って説明する。

燃料系統 図4中、⑦は着火用噴射弁で、円周方向に8個設けてある。これらに、プライマリマニホールド③から着火時のみ燃料を供給する。④は、接続部管内に装着できる特殊なフィルター(市販品)である。

主燃料は、主燃料マニホールド⑮から、上記同様のフィルター⑯を介して、主燃料ノズル⑩に供給される。

着火用噴射弁、および主燃料ノズルの主要寸法形状を、それぞれ図8、および9に示す。それらの図中、燃料吐

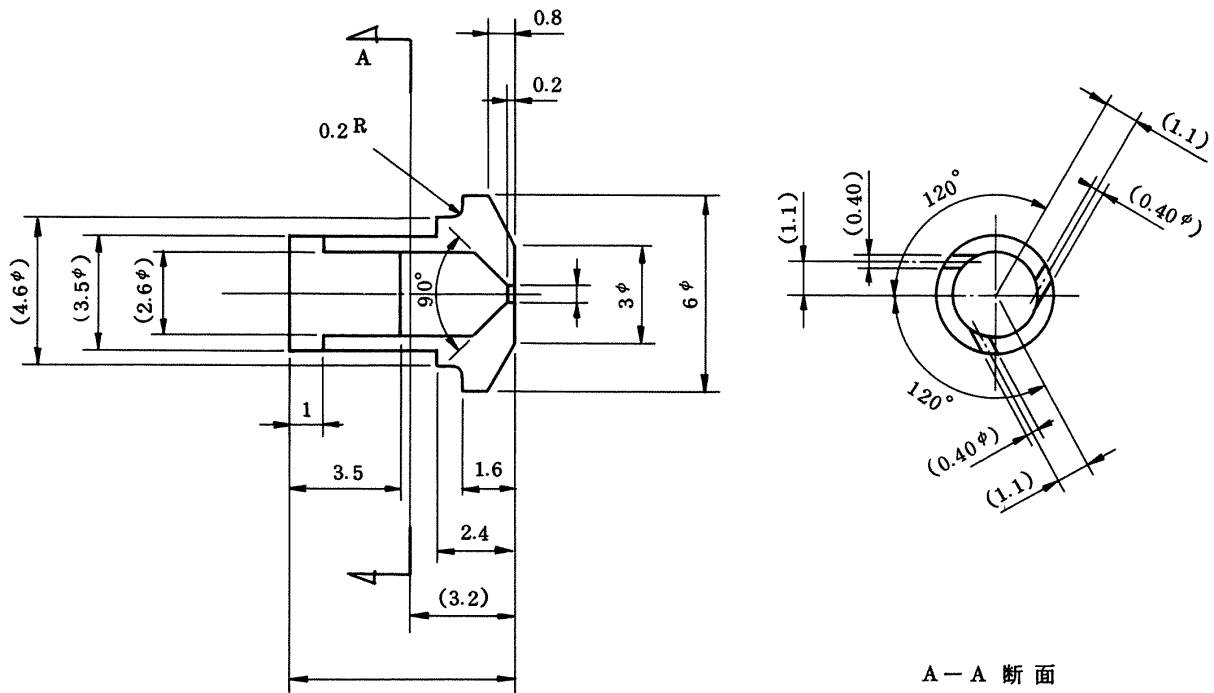


図8 着火用噴射弁チップ

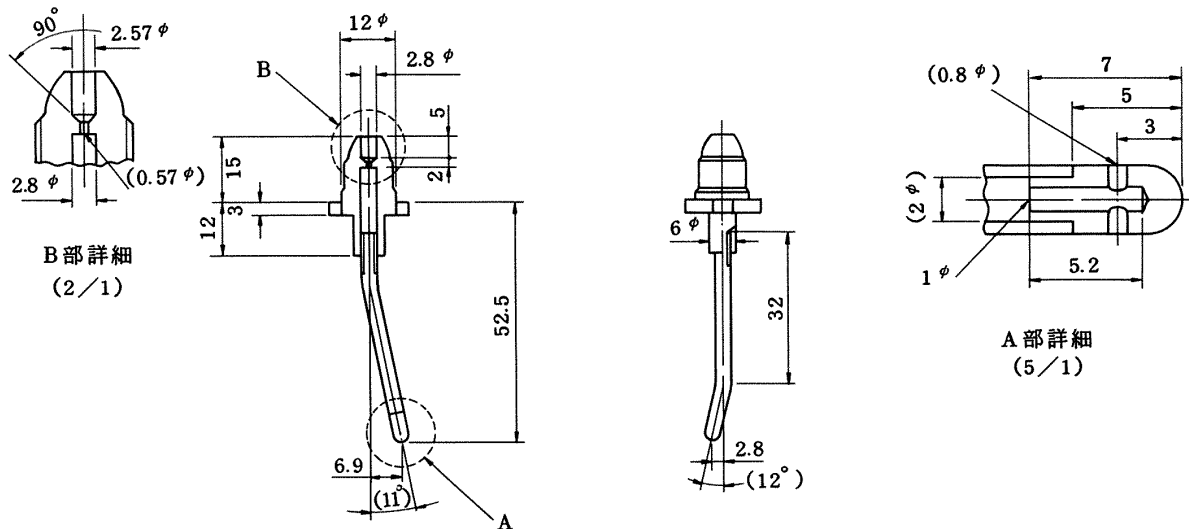


図9 主燃料ノズル

出噴口、およびメータリングオリフィスなどの寸法は、目安であって、最終的には、要求の吐出流量特性と各ロットの許容吐出誤差範囲に合わせて、実験的に調整した。

これら燃料ノズルの燃料圧力に対する吐出流量特性を図10に示す。使用燃料は Jet A-1 である。

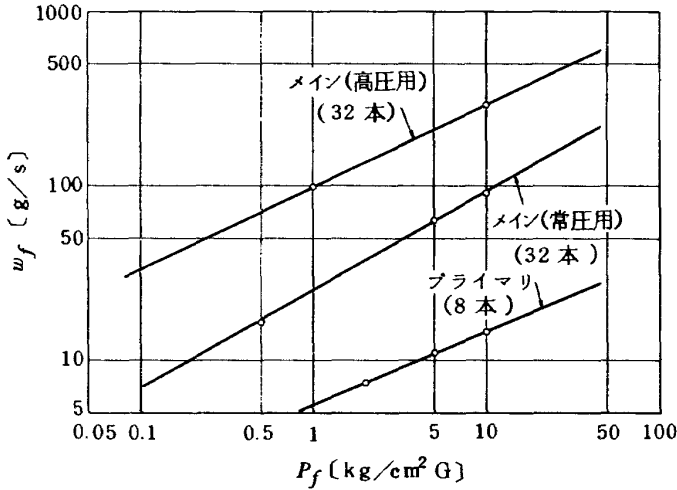


図10 燃料供給ノズル吐出流量特性 (○の点は AS 260 用ノズル検定値, $\gamma = 773\text{kg/m}^3$)

各主燃料ノズル吐出流量のばらつきは、平均値から±4%以内にある。

空気ダクト系統 主燃料を気流微粒化するための空気は、図4に⑧で示す空気ダクトを通して燃焼室内に導入される。この空気ダクトの曲り部には、噴流の噴出方向を確保するために、ガイドベーン⑩が設けられている。燃料は、この空気ダクト曲り部の後端近くで主燃料ノズルのほぼ先端部から噴出される。この付近を、噴射管部と言う。

燃料ノズル、あるいは空気ダクトなどの円周方向配置を、図11に示す。

空気ダクトは、円周に均等に32個ある。そのうちの4ヶ所では、その中を通過する空気流量を測定するための全圧管と静圧管が設けられている。図6の左から2番目のダクトもそれらのひとつである。

噴射管出口の向きは、主流に対してやや上流側に向かっているが、更に、円周方向にみて、衝突点にあたる遮熱板上で空気ダクトのピッチ巾の1/3だけ主軸に対して斜向している。

このため、空気ダクトの入口部形状も、製作上の都合

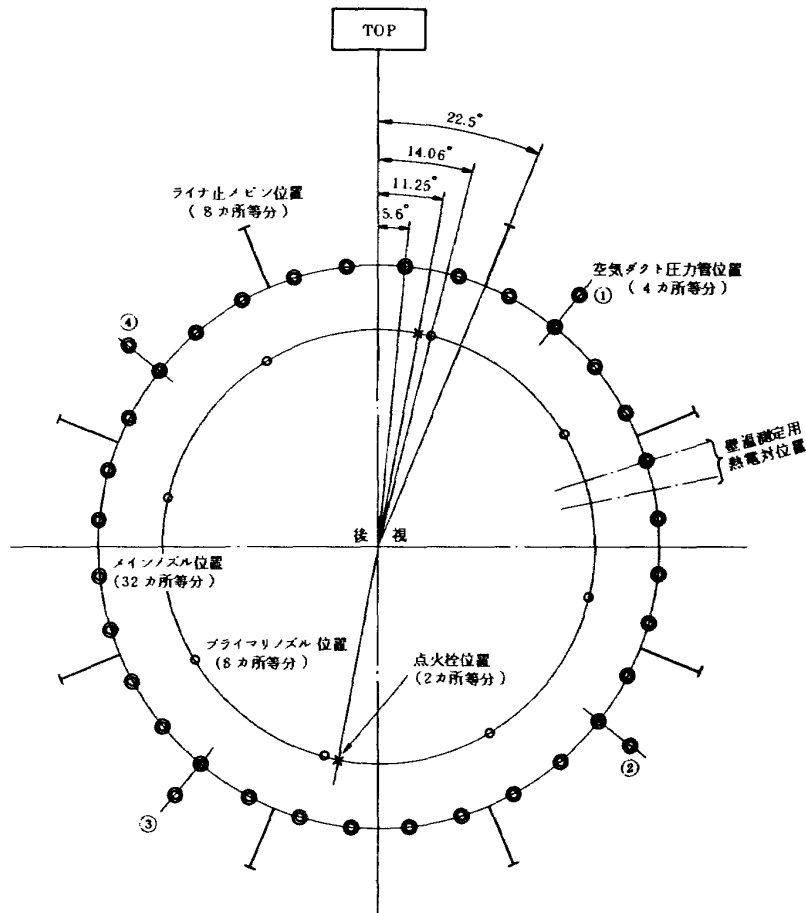


図11 AS 260 要素円周方向位置 (後視)

から図6にみるように平行四辺形とした。

鈍頭部構造 供試燃焼器の内筒鈍頭部は, 図4にて鈍頭②, 遮熱板③, およびガイドプレート④などから成る。

鈍頭部には, インピンジグ冷却用の直径2mmのキリ孔がピッチ7mmで約3000個あけてある。

②は流れと平行な部分でインピンジグ冷却用空気の導入をはかるうとするための構造である。

インピンジグ冷却により, 燃焼室外の鈍頭部内面にもうけた遮熱板③を冷却する。遮熱板は, 噴射管の中間に相当する32ヶ所に半径方向のスリットを持っており, そこから燃焼室内に流出するインピンジグ冷却使用済み空気(スベントフロー)の一部を排出する。AS 260の特徴として, この流れが円周方向に, すなわち遮熱板に沿って流出するように偏向板すなわち, デフレクタをもうけた。図7参照。

鈍頭部にはまた, ライナ止めビンの座を, 内径外径側それぞれ8ヶ所設けた。

着火用点火栓の座は, 円周2等分の2ヶ所に設けた。ただしこの座の位置は, 流れが旋回成分を持つことを加味して着火用噴射弁の位置より後視で 2.81° (ピッチ円周上で10mm)反時計方向位置に設置した。

ライナ空気孔部 内筒(ライナ)のうち, 鈍頭以降の部分, 特にライナ空気孔部と呼ぶ。この部分の基本的構造は, AS-250と全く同一である。すなわち, 直径13mmの空気孔が軸方向に3列, 円周方向には内, 外ライナ共32列で, それぞれ対向した位置にある。またそれら空気孔列の中間または後流側には外側ライナ4列, 内側ライナ5列の壁面冷却スリットがある。今回のライナでは鈍頭部との相対位置に次の特徴がある。

(a) 軸方向空気孔列は, 噴射管同士の間中間位置後方にある。

(b) 噴射管と第1列空気孔との部分を, AS-250より短縮して, 遮熱板最前部と燃焼器出口までの軸方向燃焼室長さを260mmとした。この結果, 燃焼室長さはAS-250より9%短かくなっている。

今回製作した燃焼器AS 260の原形は, 内側, および外側ライナの空気孔列が共に軸方向3列であるが, 今回おこなった第3回目の燃焼試験では, 内側ライナ最後部空気孔32個をすべて閉じ, すなわち盲した。

そこで原形燃焼器の名称をAS 260.0, 改造後の燃焼器名称をAS 260.1とした。以下, 特に区別の必要のない場合には, それらを総称してAS 260という。

AS 260.0, および260.1のライナ開口面積など諸特性寸法を表3にまとめて示す。

2.3 諸計測位置

供試燃焼器の特性を知り, また改良のための資料を得るために, 供給空気量ならびに燃料量の測定のほか, 次の(a)~(g)に示す項目の計測を行った。

(a) 燃焼器入口全圧 2点

(b) 燃焼器入口全温 2点

これらは, 図4の②に示す計測座に, 半径方向2点を計測できる全圧管, または熱電対を挿入することによって測定した。それらの位置は燃焼器鈍頭部より約170mm前方である。円周方向の位置は, 図12に示す。

(c) 空気ダクト内全圧, 静圧 各4点

図11に位置を示す4本の空気ダクトでは, その中を通る空気量を知るために図13に示す構造の全圧, および静圧の測定管をもうけた。

(d) 遮熱板およびデフレクタ温度 6点

表3 ライナ特性値

特 性	燃 焼 器	
	AS 260.0	AS 260.1
ライナ全開口面積 A_h [m^2]	0.0579	0.0536
ライナ全開口面積比 A_h/A_r	0.39	0.36
ライナ断面積 A_l [m^2]		0.1081
ライナ断面積比 A_l/A_r		0.73
ライナ容積 V_l [m^3]		0.0228
空気ダクト入口面積 [cm^2]		83.5
鈍頭部インピンジグ冷却孔 (2 ϕ ピッチ7mm) [cm^2]		89.4
膜冷却部冷却孔 (外側ライナ6列, 内側ライナ5列) [cm^2]		150.8
13 ϕ ライナ空気孔 (軸方向3列(2列), 周方向32列) [cm^2]	254.8	212.4

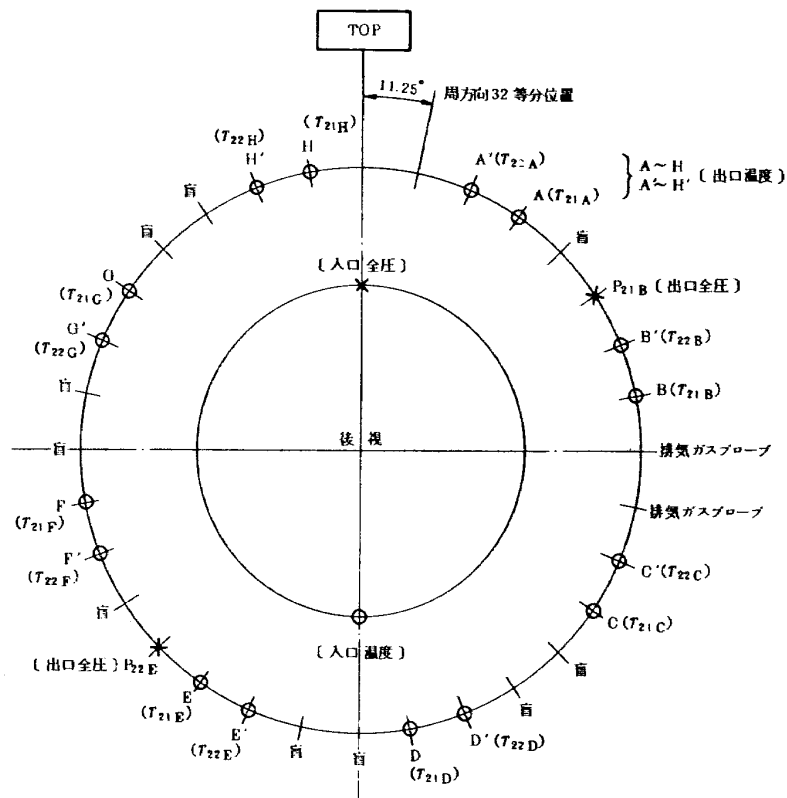


図12 高圧アニューラー装置計測座
(外筒CC40H-2 使用)

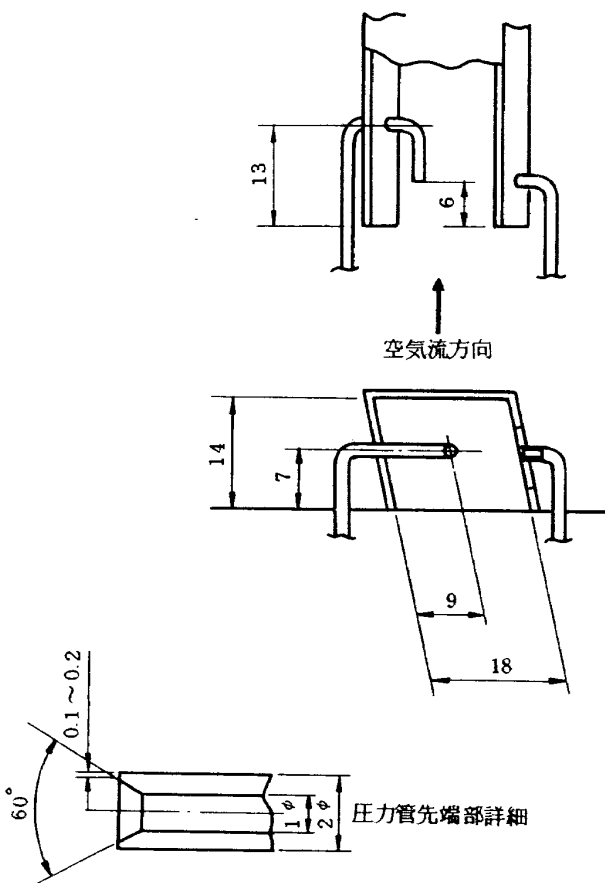


図13 空気ダクト内流量計測用圧力管

遮熱板などの耐久性を検討するため、図14に示す位置に外径1 mm のインコネルシース熱電対を溶接した。図14の(a), JJ断面は、ライナ円周上TOP位置から円周角78°45' の位置で軸を含む断面である。熱電対取付位置の識別記号は、外径側から a, b, c と図のようにつけた。

図14の(b)に示すGG断面は、ライナ円周上、TOP位置から73°7'30" の位置である。これらは遮熱板冷却スペントフローを主軸まわりの旋回方向に流出させるため設けたデフレクタの温度を測定する。

(e) 燃焼器出口温度 64点

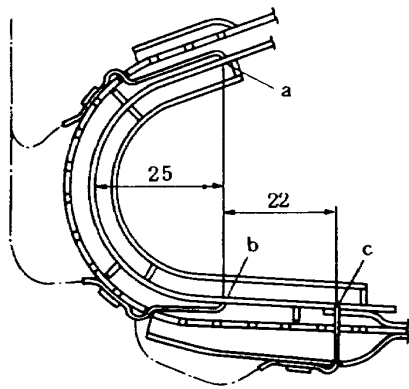
燃焼器ライナ出口端より60 mmの位置で、図12に示す円周方向32等分した16箇所で、それぞれ半径方向4点の温度測定を行った。温度計は素線径0.25mmの白金-白金ロジウム(13%)である。

(f) 出口全圧 5点

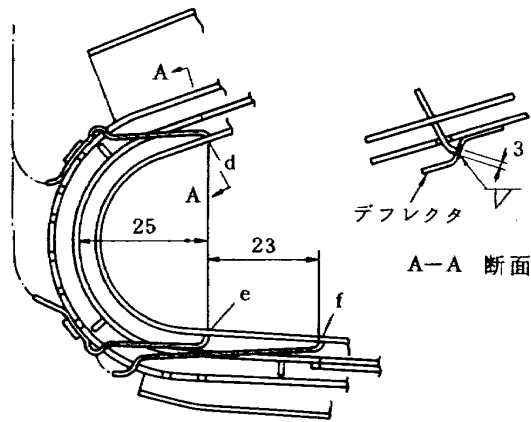
燃焼器出口全圧は、上記温度計測と同一面で測定している。本来、図12に示す円周上の2箇所で、それぞれ半径方向に4点の計測が可能であるが、今回は、圧力変換器の準備の都合から図12のP21Bの位置で1点、P22Eの位置で4点の計測を行った。

(g) 出口排出ガス採取 1点、又は2点

温度や圧力の計測面と同一面上で、排出ガスを図12に



(a) JJ 断面



(b) GG 断面

図 14 遮熱板上熱電対取付位置

示す位置で採取し、分析計へ加熱ラインにより移送した。

以上の主な計測位置を、燃焼器各要素の円周方向配置と相対的にあらわしてみたものが、図15である。

既報の環状燃焼器 AS-250 では、空気孔列が空気ダクトの後流にある AS-250 A と、空気ダクト中間の後流にある AS-250 B とを試験した結果、後者が燃焼効率特性において、ややすぐれていると判断された。

そのため、今回の供試燃焼器では、ライナ空気孔の配列を、AS-250 B 同様、空気ダクト中間後流に配置した。

このため、今回用いたアニュラ型高圧燃焼器試験装置では、燃焼器出口側のすべての計測座は、空気ダクトの中間後部、すなわち空気孔列後方に位置している。

3. 燃焼器試験方法

供試燃焼器 AS 260 にたいする燃焼試験は、表 4 に示す合計 3 回を行った。

すなわち、第 1 回目は、原形の AS 260.0 について、10,000 kW 高圧圧縮機のみを空気源とした、ガス分析を含まない燃焼試験である。

第 2 回目は、第 1 回目同様の試験条件であるが、排煙濃度測定を含む排出ガス分析を主目的とした燃焼試験である。

第 3 回目は、原形に一部改造をほどこした燃焼器 AS 260.1 について、3,700 kW 低圧圧縮機と 10,000 kW 高圧圧

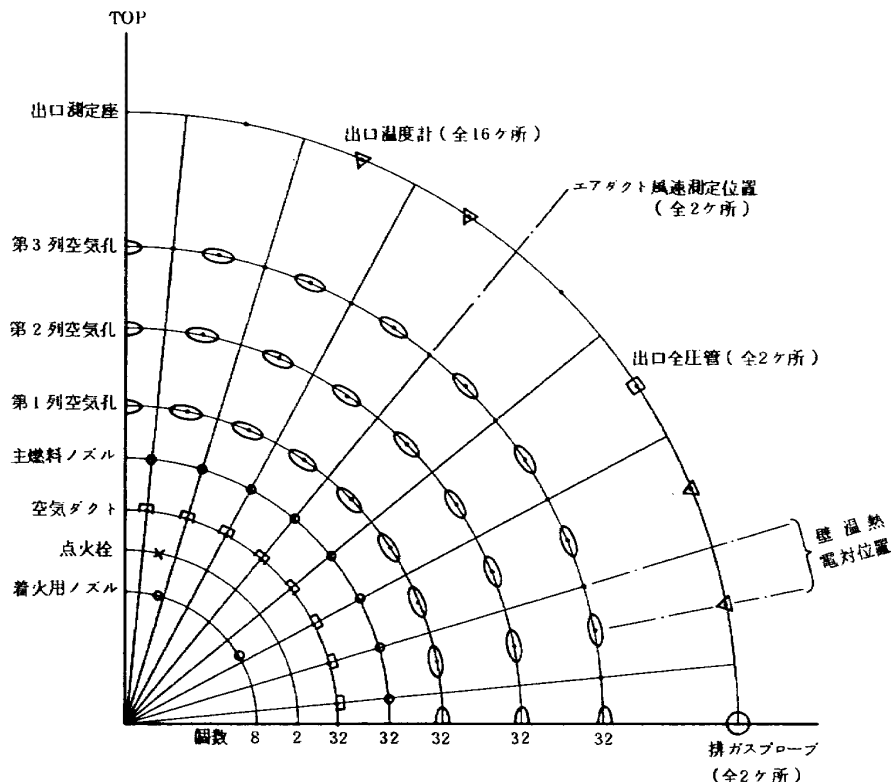


図 15 AS 260 の諸要素、および計測位置の円周方向配置

表4 AS 260 にたいする試験の種類

試験回	燃焼器名称	圧力範囲	ガス分析の有無	後部ダクト
I	AS 260.0	3.5 ~ 6.7	無	ダミイダクト
II	“	4.5 ~ 6.7	有	ダミイダクト
III	AS 260.1	4.5 ~ 10.2	有	しぼりダクト

縮機の空気源シリーズ運転によって燃焼器入口空気圧力をほぼ 10 kg/cm²まで昇圧し、排煙濃度測定、および排出ガス濃度測定を含む燃焼試験を行った。

3.1 試験条件

本供試試験装置による燃焼器への供給空気温度は、時間の経過と共に徐々に上昇する傾向にある。ことに設定空気圧力にたいする空気温度は、実機の作動線上のそれらの値と比べて、平均して約50度ほど高い値となった。

表5に、今回の試験条件を示す。この表中で、*印で示す条件は、排出成分計測に要した時間の前後に測定した値の平均値を示す。

表5より、燃焼器入口空気温度 T_1 にたいする圧力 P_1 の対応を図示すると、図16に示すようになる。

T_1 と P_1 との関係は、ほぼ、

$$\left(\frac{T_1}{288}\right) = 7.89 \times 10^{-2} \left(\frac{P_1}{P_0}\right) + 1.528 \quad \dots\dots (1)$$

の線(図16の実線)に沿っている。

ただし、この結果は今回の試験条件が上の傾向を示すだけであって、試験装置として十分定常になるまで時間をとった場合の値ではない。

図16中に、参考のために、ターボファンエンジン FJR 710/20 6号機(#10 ライナ)の作動線を破線にて示した。

3.2 データ処理方法

燃焼試験の際に得られた燃焼器特性に関する計測結果は、ミニコン PDP 11/35 (64 K 語)によってオンライン処理した。

ただし、遮熱板部の温度計測のみは、常時監視の必要があることから別にペンレコーダを使って測温点6点の同時記録を行った。

また、排出ガスの分析は MEXA 2000 N²⁾⁸⁾を使用した。排煙濃度測定は、Bacharach 法にて行った。

次に燃焼器諸特性値の記号説明を兼ねて計測値処理法について記す。

入口空気圧力: P_1 [kg/cm²]

燃焼器主軸方向の位置を図4の②に、円周方向の位置を図12に示す部位で計測した半径方向2点の全圧測定値

表5 AS 260.0 と 260.1 の試験条件

実験	No.	P_1 (kg/cm ²)	T_1 (K)	U_r (m/s)	η	備考
AS 260.0 第1回 (770222)	1	1.075	365	7.54	—	ガス分析なし
	2	3.548	501	17.51	77.7	
	3	3.571	509	18.57	98.5	
	4	3.661	524	17.72	70.7	
	5	4.598	540	19.35	97.6	
	6	4.700	550	18.53	73.7	
	7	5.739	561	20.44	111.5	
	8	5.502	572	18.67	67.7	
	9	6.597	584	20.69	101.8	
	10	6.541	589	20.37	91.9	
	11	6.744	593	19.36	71.1	
AS 260.0 第2回 (770223)	1*	4.660	498	18.49	98.5	ガス分析あり
	2*	4.699	540	18.08	70.1	
	3*	5.489	562	20.41	108.5	
	4*	5.591	569	18.93	71.5	
	5*	6.415	583	21.65	132.4	
	6*	6.438	596	20.64	92.9	
	7*	6.647	601	18.57	56.0	
AS 260.1 第3回 (770325)	1*	4.554	549	15.25	79.2	ガス分析あり
	2*	10.175	642	16.70	73.2	
	3*	10.121	660	15.50	49.3	
	4	6.930	649	17.36	93.7	

*はガス分析前後の平均値

算術平均絶対圧力値である。

空気流量: w_a [kg/s]

燃焼器上流配管中に設けた JIS に基づく薄刃オリフィス流量計による計測値である。

供給燃料量: w_f [kg/s , 又は g/s]

タービン流量計による計測値を示す。今回の燃焼試験、計測時には主燃料ノズルのみを使用したもので、 w_f はそのまま主燃料ノズルに供給した燃料量を表わす。

最大断面平均風速: U_r [m/s]

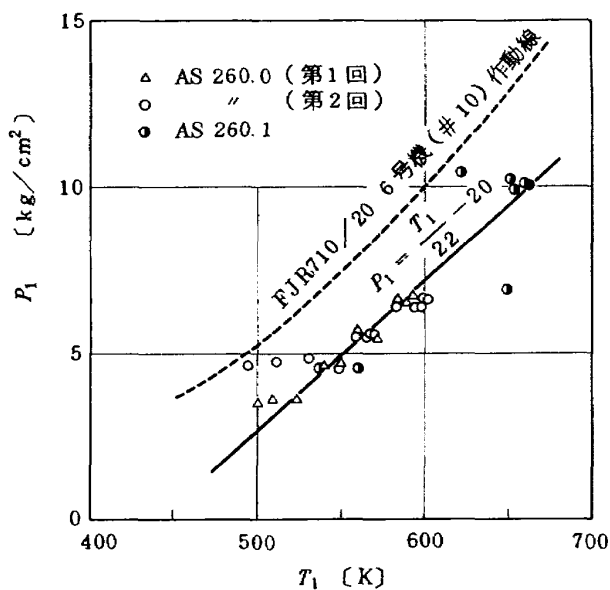


図16 AS 260 の実験条件

燃焼器最大断面面積は 0.149m² である。

入口空気温度: T_1 [K]

入口空気圧力測定位置の円周上, 反対側の位置で計測した半径方向2点の算術平均値である。

出口温度: T_2 [K]

図12に示すA, A', B, B', …… , H, H' の位置で4点式クシ形熱電対による計測値を, 算術平均した値である。

温度上昇: ΔT [K]

$$\Delta T = T_2 - T_1$$

である。

出口温度不均一率: δ_t

出口温度計測値の最大値 $(T_2)_{\max}$ から平均値 T_2 を減じ, 温度上昇値で除した値。即ち,

$$\delta_t = \frac{(T_2)_{\max} - T_2}{\Delta T}$$

出口温度偏差値: σ

$$\sigma = \left[\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (T_{2i} - T_2)^2 \right]^{0.5}$$

ここで, m は出口温度計測点数で, 全温度計が正常であったとき, $m = 64$ である。

圧力損失率: $\Delta P/P_1$

ΔP は, 入口空気全圧 P_1 と, 出口全圧平均値との差である。

全圧損失係数: ϕ

全圧損失 ΔP を, 動圧 $\tau_a U_r^2 / 2g$ で除した値である。

空燃比: n , 又は n_c

$n = w_a / w_f$ である。 n_c は燃焼器出口にて採取した燃焼ガス中に含まれる炭素割合から算出した空燃比である。計算法の詳細については文献²⁾⁸⁾に記した。

燃焼効率: η_b , 又は η_c

η_b は, 燃焼器出口での温度測定にもとずいた燃焼ガスエンタルピと, 供給燃料の発熱量とから算出した燃焼効率である。すなわち,

$$\eta_b = \left\{ \frac{(w_a + w_f) i_2 - w_a i_1}{H_u w_f} \right\} \times 100$$

ここで H_u は燃料の低位発熱量, 10,220 kcal/kg である。

供給空気, および燃焼ガスのエンタルピは, それぞれ次式で近似した。

$$i_1 = 65.0 + 0.233 T_1 + 0.28 \times 10^{-4} T_1^2$$

$$i_2 = i_1 \left\{ 1 + \frac{0.725}{n} + \frac{1.06}{n^2} \right\} (0.56 + 4.9 \times 10^{-4} T_2)$$

また, η_c は, 排出ガス分析にもとずいた燃焼効率である。すなわち, 排出ガス中に含まれる不完全反応成分, THC, およびCOの割合から求めた値である。²⁾

燃焼器負荷率: Q_L [kcal/m³ hatm]

これは燃焼室容積を V_i としたとき, 一気圧あたり, 単位時間, 単位容積あたりの発熱量を示す。すなわち,

$$Q_L = \frac{3600}{1.033 \times 100} \frac{w_f \cdot H_u \cdot \eta_b}{P_1 V_i}$$

ここで V_i としては, 従来の噴射弁式燃焼器での 0.0252 m³ より 10% 程小さい 0.0228 m³ を使った。

4. 試験結果

はじめに燃焼器としてエンジンに使用する際に重要となる特性, すなわち, 燃焼効率, 圧力損失, 出口温度分布などについての結果を示す。次に独特の構造を採用している本燃焼器の設計上の問題点である遮熱板などの温度, 空気ダクト内通過空気量などの実測値を示す。最後に, 目標である排出低減の問題について, 排出ガス分析結果を示す。

4.1 燃焼器特性

4.1.1 燃焼効率

供試燃焼器 AS 260.0, および 260.1 の出口温度測定に基づいた燃焼効率特性を図17に示す。

エンジン作動条件による所要空燃比範囲は $n = 45 \sim 110$ でありその範囲内で供試燃焼器は 95% 以上の十分に高い燃焼効率を示している。

図17で空燃比が小さくなると, やや燃焼効率が低下する傾向を示しているが, これは後述のように, 出口温度計測に起因する誤差があり, 実際の η_b 低下を示すもの

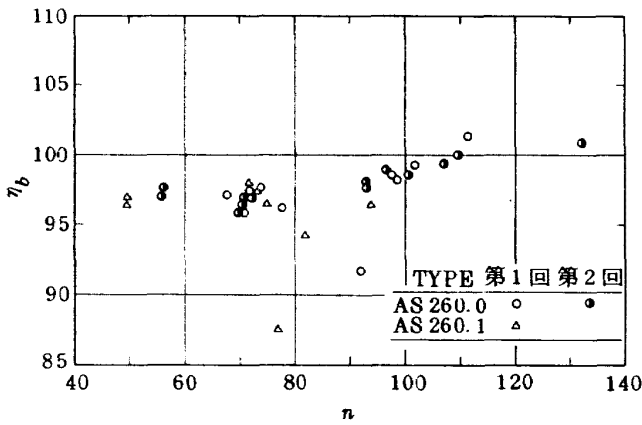


図 17 燃焼効率特性

ではない。

4.1.2 圧力損失

入口空気圧力 P_1 が 6 kg/cm^2 ，ないしはそれ以下の燃焼試験では，AS 260.0は，ほぼ3.4%前後の全圧損失率 $\Delta P/P_1$ を示す。

AS 260.1 では，この全圧損失率が 2.2% 前後である。

AS 260.0 と 260.1 の結果を，全圧損失係数 ϕ によって比較すると，図18のようである。

図18によると，AS 260.0の ϕ は，温度比 T_2/T_1 の上昇によってわずかに増加するが，ほぼ 28 程度である。AS 260.1 の場合は 30 程度の値である。 T_2/T_1 が 2 を越えると， ϕ は急増の傾向が見られる。

図19は P_1 について見た ϕ の変化である。この図によると， ϕ の入口空気圧力について依存性はごくわずかである。

4.1.3 出口温度分布

供試燃焼器ライナ空気孔は，従来の配列と全く違えていない。まず，原形でどのような出口温度分布特性を示すかについて，以下に温度不均一率，円周方向温度分布，および半径方向温度分布の順に結果を示す。

温度不均一率 燃焼器による温度上昇値 ΔT について出口温度不均一率 δ_t を図20に示す。

AS 260.0 の第 1 回試験の結果では， $\delta_t \approx 0.13$ であり，第 2 回試験では $\delta_t \approx 0.18$ である。

AS 260.1 では，ややばらつきがあるが， $\delta_t = 0.13 \sim 0.23$ の範囲にあり，目標エンジンの要求値 $\delta_t = 0.2$ を十分満足させ得る可能性をもつ。

次に出口温度分布の形状について更に詳細にみてる。

円周方向温度分布 AS 260.0 の円周方向出口温度分布の無次元表示を，図21および22に示す。ここで無次元温度は $\theta = (T - T_1) / \Delta T$ と定義する。

図21と22では，それぞれの燃焼試験において $P_1, T_1,$

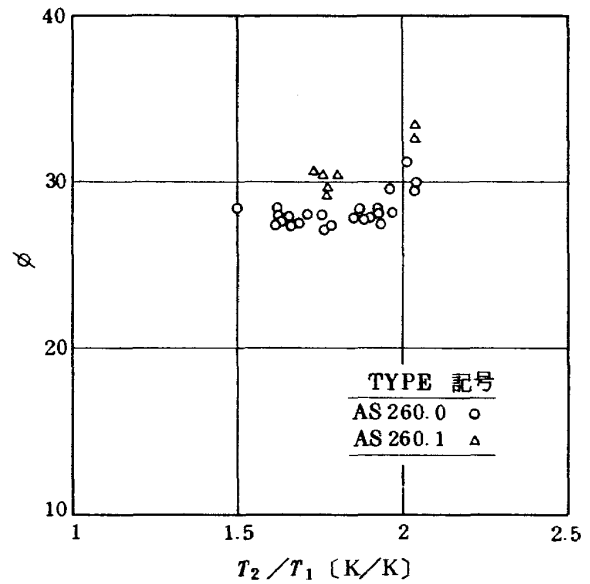


図 18 全圧損失係数

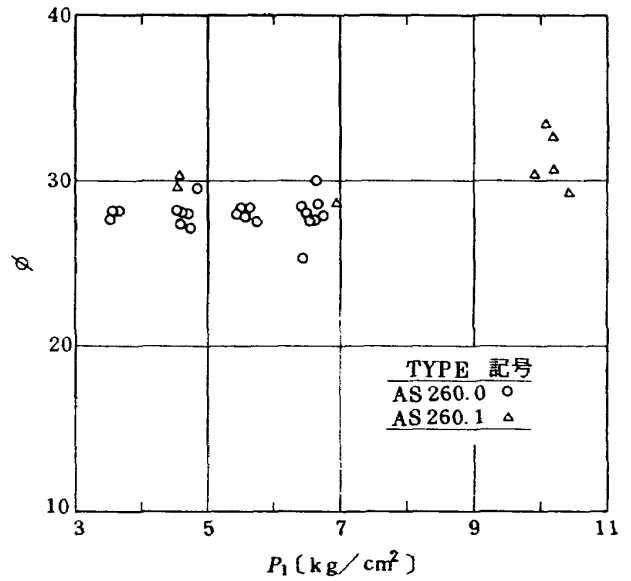


図 19 供試圧力について全圧損失係数

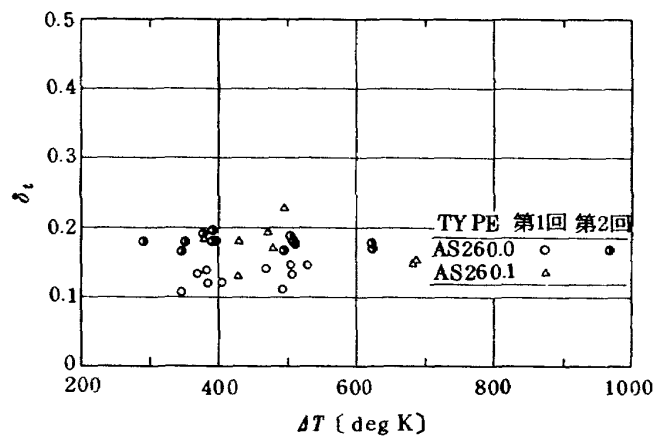


図 20 出口温度不均一率

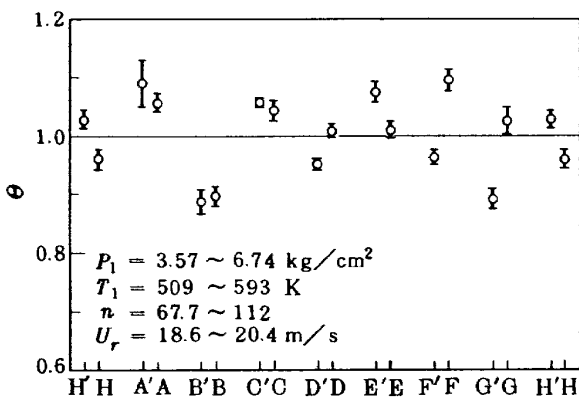


図 21 AS 260.0 の第 1 回試験円周方向出口温度

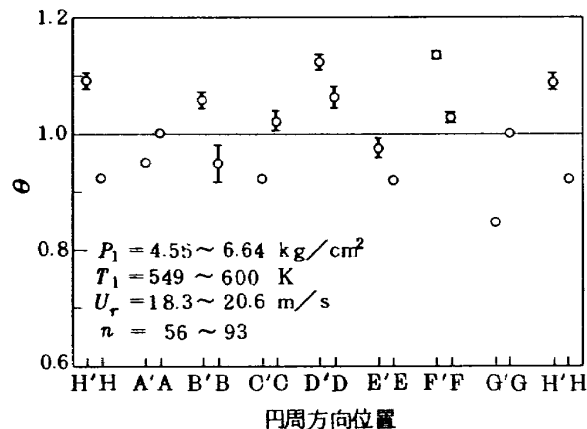


図 22 AS 260.0 の第 2 回試験円周方向出口温度

n , および U_r などの実験条件が大巾に異なっても, 無次元化円周方向出口温度分布はほぼ一定の形を示すことがわかる。

AS 260.0 の上記 2 回, および AS 260.1 の無次元化円周方向出口温度分布形を, 相互比較してみると, 図 23 のようである。この図によると, AS 260.0 の第 1 回と第 2 回の実験結果には, 分布形においてかなりの相異がみられる。それら 2 回の実験では, 燃焼器の分解, 組立てなどは行っていない。それらの実験の唯一の相異は燃焼器後部にあるダミダクトの内張りが焼損により, 第 1 回試験の最後の時点で剝離してしまっている。

半径方向温度分布 AS 260.0, および AS 260.1 の半径方向温度分布は, 図 24 に示す形である。

円周方向 16 点の平均温度は, 合計 3 回の燃焼試験すべての実験点が, 図 24 に示すせまい領域内の分布形状として表わされる。すなわち, 半径方向無次元化温度分布の形状は, AS 260.0, もしくは 260.1 の区別, または燃焼条件の如何にかかわらず一定形状になると言える。

参考のために, 図 25 に各実測点のうち, 最高, または最低の温度限界を示す。

4.2 その他の測定値

4.2.1 遮熱板温度

遮熱板部の温度計測実測値を, 入口圧力 P_1 にたいして表わしたものを図 26 に示す。同図では, インピンジング冷却構造部 (IC 部) と, その冷却スベントフロー排出スリット部に設けたデフレクタ部 (D 部) の値を区別し

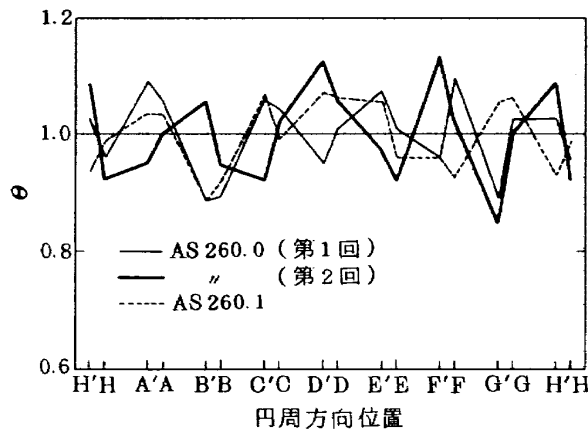


図 23 円周方向出口温度分布

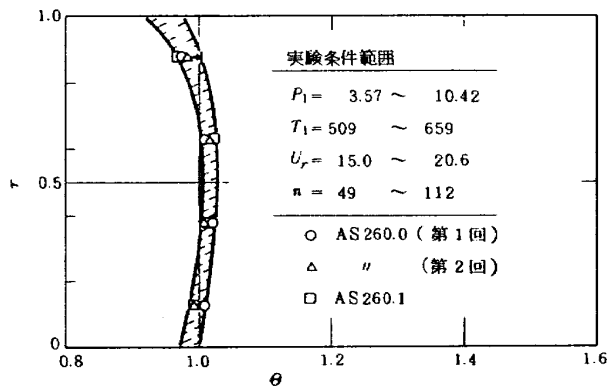


図 24 AS 260.0 と 260.1 の半径方向出口温度分布

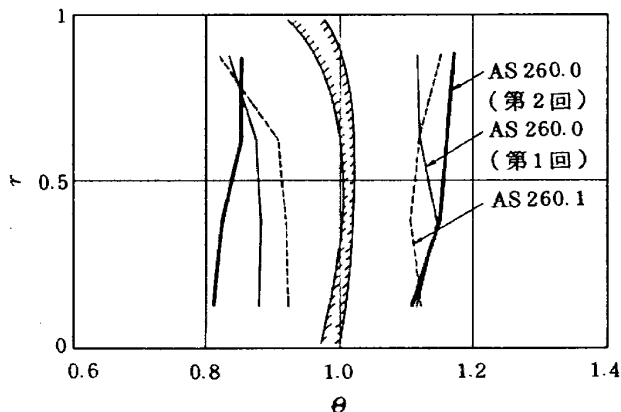


図 25 半径方向出口温度のばらつき範囲

て示してある。前者にくらべて後者はかなり高温を示している。

図26によると各部位の温度は、 $P_1 = 7 \text{ kg/cm}^2$ 付近までは、ほぼ P_1 に比例して上昇するが、 $P_1 = 10 \text{ kg/cm}^2$ での値は、その比例関係の延長線上ではなく、ある飽和値へ漸近する傾向を示している。

要素の耐熱限界温度を 1150K と仮定し、それを基準とした無次元遮熱板温度 θ_s にて各部の温度を空燃比 n に関して表わすと、図27~29 のようである。

これらの図から、次のようなことがわかる。

- i) 各位置の温度の高さの順位は、空燃比の如何にかかわらず、ほとんど変わらない。
- ii) 位置 I が3回の試験のどの場合でも最も高温で、a や b などのはどの場合でも低温である。
- iii) 圧力 P_1 の変化の影響は、空燃比 50~100 の範囲の変化の影響とくらべて大きい。

また、各図を詳細に比較すると、概して内径側の遮熱板温度が高い。ことに最も高圧で試験を行なった AS 260.1 において顕著である。この $P_1 = 10 \text{ kg/cm}^2$ のデータで各位置の無次元温度 θ_s は空燃比によって余り異ならないので、測定3点の平均値を位置別に示すと、図30

のようである。

以上の結果、インピンジング冷却は有望ではあるがデフレクタ構造は改良の必要がある、また、比較的内径側遮熱板冷却の強化が望ましい、などがわかった。

4.2.2 空気ダクト空気流量

通過空気流量を測定した空気ダクトは2本であるが、他の空気ダクトにおいてもそれと同等の空気が流入しているものとする。それらの全供給空気量にたいする割合は、図31に示すようである。

同図によると、空気ダクト通過空気量割合 r_{ad} は P_1 にほとんど依存せず、11~16%の一定値である。

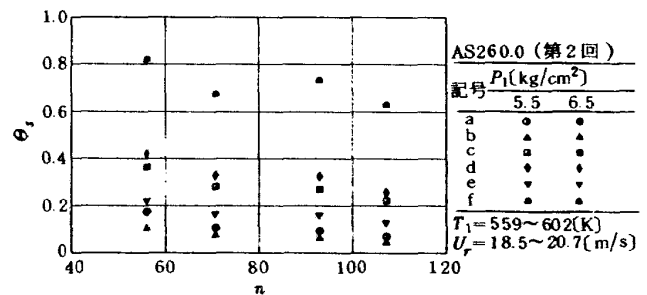


図28 AS 260.0 の第2回試験時の無次元化遮熱板温度

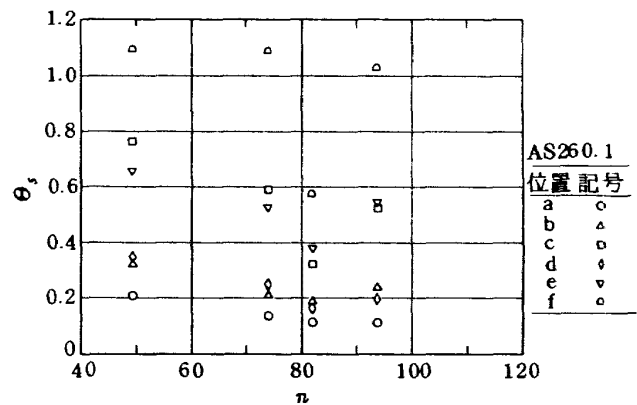


図29 AS 260.1 の無次元化遮熱板温度

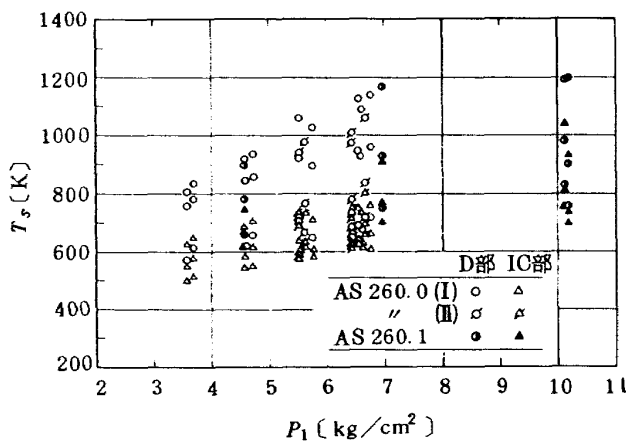


図26 供試圧力にたいする遮熱板温度

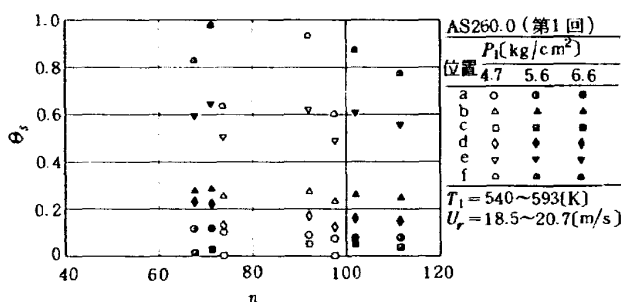


図27 AS 260.0 の第1回試験時の無次元化遮熱板温度

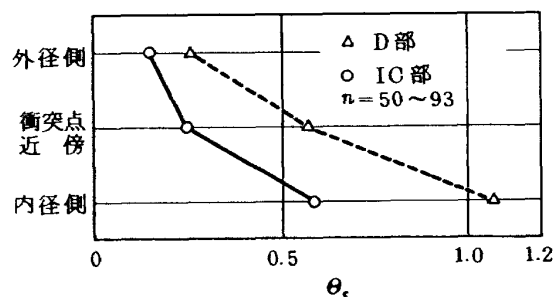


図30 $P_1 = 10 \text{ kg/cm}^2$ での遮熱板温度

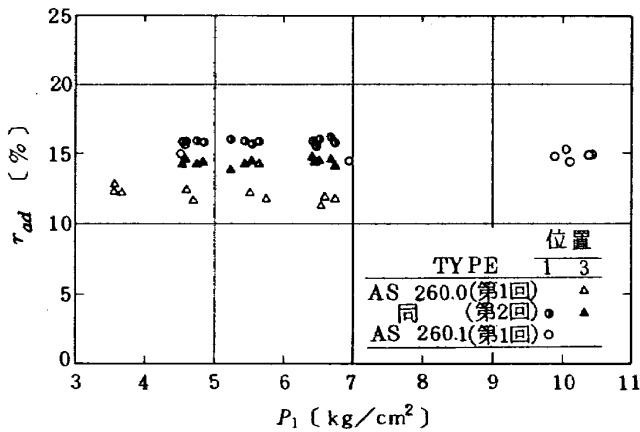


図 31 空気ダクトより導入した空気量割合

4.3 排出特性

前述のように, 今回の試験装置では, 燃焼器に供給する空気の圧力と温度を, それぞれ独立に変えることができない。そのため, 以下に示す結果においても, 圧力 P_1 , あるいは温度 T_1 に対する各排出成分の変化は, それぞれ T_1 , あるいは P_1 の影響が不可分として入っている。

今回の採取排出ガスの混合気濃度 n_c が, 供給空気量と燃料量とから算出した空燃比 n と, どれほど異なっているかを検証したものが, 図32である。同図によると, 各実験点はほとんど±3%の相違内にあり, 排出ガスは十分に良好な混合状態にあるといえよう。

排出ガス分析から求めた燃焼効率 η_c は, 付録の表 A4 と A5 に示すように, すべての供試条件で99.7%以上である。したがって残りの0.3%以内での η_c の優劣については測定精度の限界に近いので議論を行わない。

4.3.1 未燃焼成分排出

排煙 排煙濃度の計測は, 最も煙排出の可能性の高い条件を含む数条件について実施した。その結果を表6に示す。

一酸化炭素 一酸化炭素 CO の排出指数を EI (CO) の記号で示し, 入口空気温度 T_1 との関連をみると, 図33のようである。この図によると, AS 260.0 と 260.1 との CO 排出に著しい相異はない。

図33に示された CO 排出傾向が, 今回の試験条件範囲外にまで外挿できるものとする, 目標エンジンのアイドル相当条件とみなされる $T_1 = 440\text{K}$ では, 30 g/kg FUEL , 設計点相当の $T_1 = 740\text{K}$ では, 0.8 g/kg FUEL 程度の値となる。

一方, 空燃比 n_c に対する CO 排出傾向をみると, 図34のようである。空燃比のアイドル相当条件は $n_c \approx 90$ 程度であるので, 5 g/kg FUEL ぐらい, 設計点では

$n_c \approx 47$ で 1.5 g/kg FUEL 程度である。

上記の外挿排出値の相違は, 実験条件がエンジン作動線に一致していないために生ずる。

なお, 表7にアイドル近傍の作動線上で, 圧力噴射弁を持つエンジンの排出値と, AS 260.0 の排出値をほぼ同一条件で比較して示す。

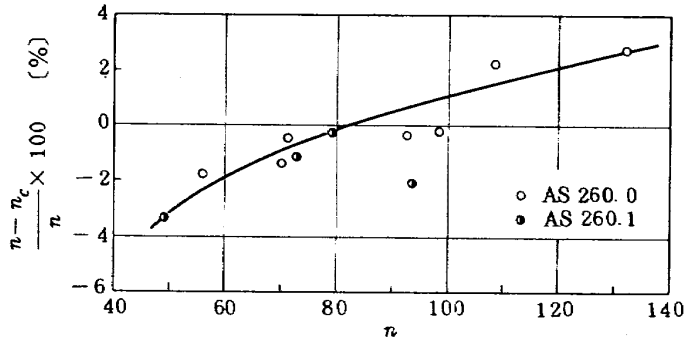


図 32 供給空気と燃料量による空燃比 n とガス分析結果による n_c との相違

表6 排煙濃度測定結果

燃焼器	P_1 (kg/cm ²)	T_1 (K)	U_r (m/s)	n	BSN
AS 260.0	4.66	498	18.5	99	0
	6.65	601	18.6	56	2
AS 260.1	10.18	642	16.7	73	2
	10.12	660	15.5	49	3.5

BSN: Bacharach 排煙濃度

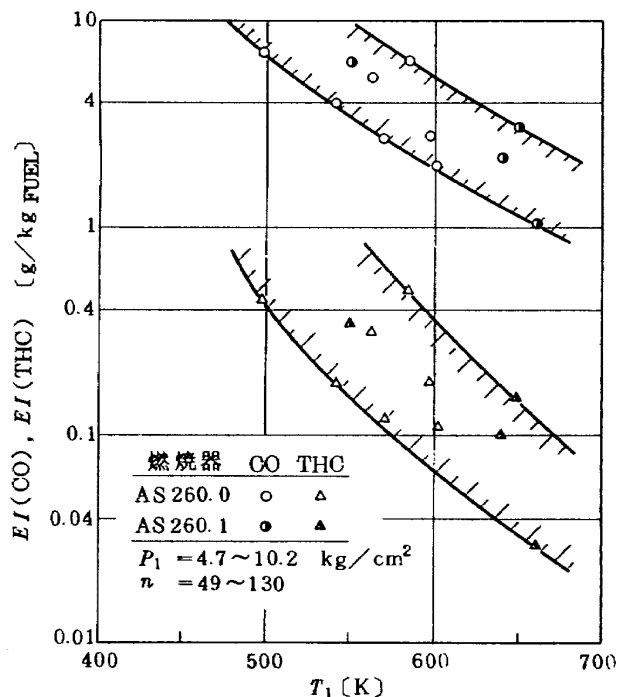


図 33 T_1 に対する未燃焼排出成分

表7 作動線上同一条件での未燃焼成分排出比較

燃 焼 器	T_1 [K]	U_r [m/s]	n	P_1 [kg/cm ²]	$EI(\text{CO})$ [g/kg FUEL]	$EI(\text{THC})$ [g/kg FUEL]
FJ R710/20 (VI) #08ライナ	498	18.5	99	5.2	22.2	1.6
AS 260.0	498	18.5	99	4.66	7.07	0.46
AS 260.0 修正値 (p.18参照)	498	18.5	99	5.2	6.15	0.41

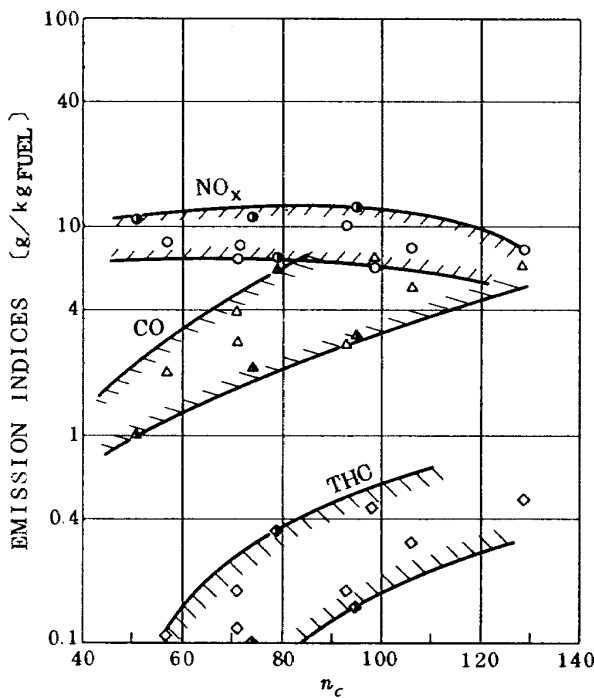


図34 空燃比にたいする汚染成分排出の傾向

未燃焼炭化水素 排出ガス中の未燃焼炭化水素THCについても、図33によると、AS 260.0と260.1の排出傾向の相違はみられない。

図33によると、THC排出指数、すなわち $EI(\text{THC})$ は既出のアイドル相当条件で $10\sim 20\text{gCH}_2/\text{kg FUEL}$ 、設計点相当条件で $0.02\text{gCH}_2/\text{kg FUEL}$ 程度である。

一方、図34によると、上記それぞれの条件で、 $0.2\text{gCH}_2/\text{kg FUEL}$ 、および $0.01\text{gCH}_2/\text{kg FUEL}$ となる傾向を示す。

表7に、COの場合同様、エンジンの作動線上でのTHC排出比較を示す。

4.3.2 窒素酸化物排出

燃焼器入口空気条件にたいする窒素酸化物 NO_x 、あるいは一酸化窒素 NO の排出指数、それぞれ、 $EI(\text{NO}_x)$ あるいは $EI(\text{NO})$ をみると、図35のようである。

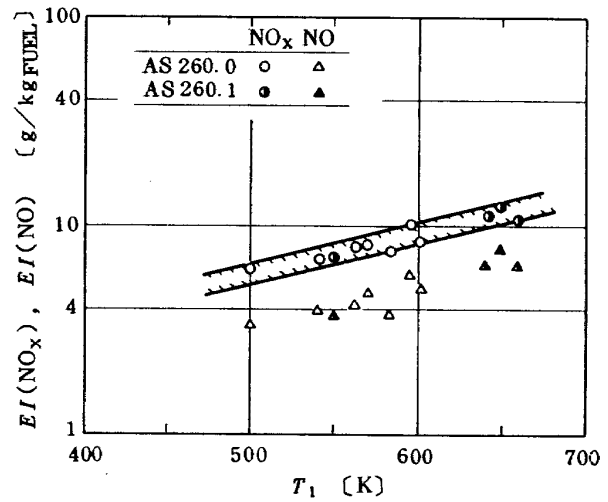


図35 T_1 にたいする窒素酸化物排出

この場合も、AS 260.0と260.1との NO_x や NO 排出の相違はみられない。

他の排出成分と異なり、この排出指数 $EI(\text{NO}_x)$ 、または $EI(\text{NO})$ は各実験条件への依存性が比較的小さいため、図35で点のばらつき、縦軸にたいする傾斜度が少ない結果となっている。

図35からアイドル相当条件と設計点相当条件での排出値を外挿すると、それぞれ、 $4.5\text{gNO}_2/\text{kg FUEL}$ 、および $17\text{gNO}_2/\text{kg FUEL}$ 程度となる。

一方、図34に示した空燃比にたいする排出傾向としてそれらの条件での NO_x 排出値をみると、アイドル条件($n_c \doteq 95$)でも、設計点条件($n_c \doteq 48$)でも大差なく、 $9\text{gNO}_2/\text{kg FUEL}$ 程度の値である。

5. 検討と考察

始めに5.1節で、供試燃焼器が、実機エンジンに適用可能な必要要件を満たすかという点に重点を置いて、前章に記した結果を評価、検討する。

次に、5.2節で、供試燃焼器が本来の目標である低公

害燃焼器として、十分な低排出特性を持つか、またはその可能性があるかという点について検討、考察する。

5.1 燃焼器特性

図17,あるいは,ガス分析による燃焼効率特性の結果によると,エンジン作動線の必要空燃比範囲全域にわたって安定な燃焼をおこなひ,かつ十分に高い燃焼効率を保持することを示す。

ただし,出口温度計測に基ずく燃焼効率 η_b ,と,排出ガス分析結果に基ずく燃焼効率 η_c の測定精度について,次のようなことが言える。

η_b は一般に η_c よりも低い値を示している。ことに高負荷となるに従って η_b の値が低下している。これは燃焼器出口温度測定の際の輻射,および熱伝導など熱電対のこむる熱伝達損失による計測誤差が原因である。

今回は試験装置能力の関係で,着火や遷移状態,もしくは急加減速に相当する条件での試験は行わなかったが,一応,所要の作動空燃比範囲で十分な温度上昇を与え得る結果が得られた。

燃焼器全圧損失は設計点において $\Delta P/P_1 = 4\%$ 程度と見込んでいる。このとき $\phi = 45$ 程度となる。

AS 260.0,および260.1においては, ϕ にたいする圧力の影響は余り顕著でない。得られた結果から設計点条件の値を推定する限り,未だ余裕のある値である。

圧力損失計測値に誤差の生ずる主要原因は,次の2つが考えられる。

本試験装置では,燃焼器後部の計測ダクトなどに冷却用として供給空気の一部をバイパスさせている。この影響は,計測値を若干小さくする。

一方,AS-250による試験では,燃焼器出口での全圧計測管が今回のように空気孔列の後方に位置した場合, ϕ の値がそうでない場合より大きい値を示した。

前者の原因による誤差は,従来形の燃焼器の同装置による試験などの比較から,たかだか数%とみられ,

後者の原因による誤差は,今回の燃焼器では混合気噴射管などが,燃焼室内部の流れに旋回成分を与えたため,AS-250の場合と異なり,無視できる。実際,燃焼室内の流れが旋回成分をもつことは,燃焼試験後のライナの観察により「焼け」がライナ空気孔軸方向の列を斜めによぎってらせん状に残っていることで実証されている。また,図32によると,燃焼ガスが燃焼器出口にて十分な混合している。これもその証拠のひとつである。

今回得られた ϕ の値を,TacinaとGrobman⁸⁾の環状燃焼器全圧損失に関する解析値と比較すると次のようである。彼等の結果によると, ϕ の値はライナ断面積比に大きく影響される。ライナ開口面積 A_1 と燃焼器最大断

面積 A_2 との比が0.4のとき,ライナ断面積 A_1 と A_2 との比が0.6付近で ϕ は最も低い値を示す。 $T_2/T_1 = 2$ で $\phi = 18$ 程度である。 A_1/A_2 が1に近づくにつれて,急激に ϕ の値は増大する。

AS 260.0では, A_1/A_2 は0.73であるので,Tacina-Grobmanによると $T_2/T_1 = 2$ のとき $\phi = 21$ である。これはAS 260.0の実験値 $\phi = 28$ よりかなり小さい値である。しかし,供試燃焼器が内筒,外筒共に後流側ほど直径の増加する形状であること,各開口部の流量係数が複雑なことなどを考慮すると,上記の解析値も傾向として参考にできる。

出口温度分布は,図21,22,あるいは24にみるように,供試条件にかかわらず非常に安定している。

AS-250では,各燃料ノズルの吐出流量のばらつきが原因して,燃焼器出口周方向に著しい分布の変動が生じた。今回の場合には,全32本の燃料ノズルの吐出流量のばらつきを,厳密に $\pm 4\%$ 以内に保ったため,これに起因する円周方向出口温度分布の特徴は現われていない。

図23では,円周方向温度分布のピークに,幾分4ヶ所性が見られる。円周方向に4個の構造としては空気ダクト流速測定用の圧力管がある。そのほか,TOP基準に8ヶ所あるストラットと,TOPから 14.06° かたむいてやはり8本の着火用噴射弁がありそれら相互の空力的影響が原因とも考えられる。

AS 260.1では,内側ライナ最後部空気孔を盲(全閉)したが,図24にみるように半径方向出口温度分布はAS 260.0の場合と全く差がない。このことから,もし出口温度分布形状の調整をするなら,鈍頭部内部燃焼ガス流れの制御,あるいは更には大巾なライナ空気孔開口面積と配置の改善が必要である。

いずれにしても,以上のように出口温度分布が非常に安定していることは,本形式の燃焼器の最も重要な特徴のひとつである。

燃焼器の負荷,風速,入口空気温度,あるいは圧力などの変化にかかわらず,無次元化出口温度分布が一定形状を示すことは,火炎の伸びや偏りが通常の作動条件では全く起らないことを意味する。

したがって,いったん,任意の燃焼試験条件で出口温度分布を要求の形状へ調整すれば,更に高負荷な条件でも安定した分布形状が確保され,タービン翼など,要素の耐久性向上に役立つ。

5.2 その他の設計資料

遮熱板温度は P_1 ,または T_1 の高い領域で上昇が鈍化し,飽和する傾向にある。この原因として次のことが考えられる。

- i) 高圧では冷却用空気の質量流量が増加し、したがって冷却能力が向上した。
- ii) 遮熱板温度がある程度以上上昇すると、冷却側への輻射伝熱が比較的大きくなる。

今回の試験結果によると、インピンジング冷却部分は、未だ余裕のある温度を示しているが、デフレクタ部分は更に改良の必要がある。

一般に鈍頭部は内径側の部分が高温となる傾向にあるので、この部分の冷却空気量を増加するか、軸方向にスペントフロー流路が長いので途中排出の手段を講ずる必要がある。

空気ダクトから取り入れる空気量は燃料の微粒化や一次燃焼領域の空燃比に直接影響を与えるので重要である。AS 260 の設計時には、 $r_{ad} = (w_a)_a / w_a$ を 24 % 程度に見積った。今回の実測値が、それより 10 % 近く少なかったのは、管内曲り部へコーナーペーンをつけたこと、曲りが急激すぎたことなど未経験の改良を行ったことに起因する。

参考のために、これまで使用した空気ダクト、あるいは噴射管の形状を図 36 に示す。

既報³⁾で示したライナ開口部空気流入配分計算法により正しい予測を行うには、あらかじめ管の「抵抗係数」を求めておく必要がある。

5.3 排出特性

本研究における排出低減の目標は、米国 EPA (Environmental Protection Agency) 1981 年規制値を満足することにある。

供試燃焼器のように、未だエンジンに組込んだ試験を行っていない場合、作動線や燃料消費率 (SFC) などが定まらず、したがって排出ガス計測を行っても前記規制値との正確な比較、評価が出来ない。

ここでは、作動線が必要な場合、供試燃焼器と同一の設計点をもつ FJR 710/20, 6 号機 (#10 ライナ) の作動線 (付録 B, 図 B 1) を使う。

5.3.1 未燃焼成分排出

ここでは、排出成分のうち、更に酸化可能な成分ということで、排煙、一酸化炭素、および未燃焼炭化水素について検討する。

排煙 今回の試験で得た最大排煙濃度値は、Bacharach 濃度スケールで、3.5 である。この値は AIA 濃度スケールでは 20 以下であって、十分に稀薄な値である。更に設計点に近づく高圧条件でも、上記の条件より、風速が増すこと、入口空気温度が上昇すること、燃焼効率が更に向上すること、従来の圧力噴射弁のように燃料シースのしぼみ現象がおきないこと、などのために、今回の結果よりも高い排煙濃度にはならないと考えられる。

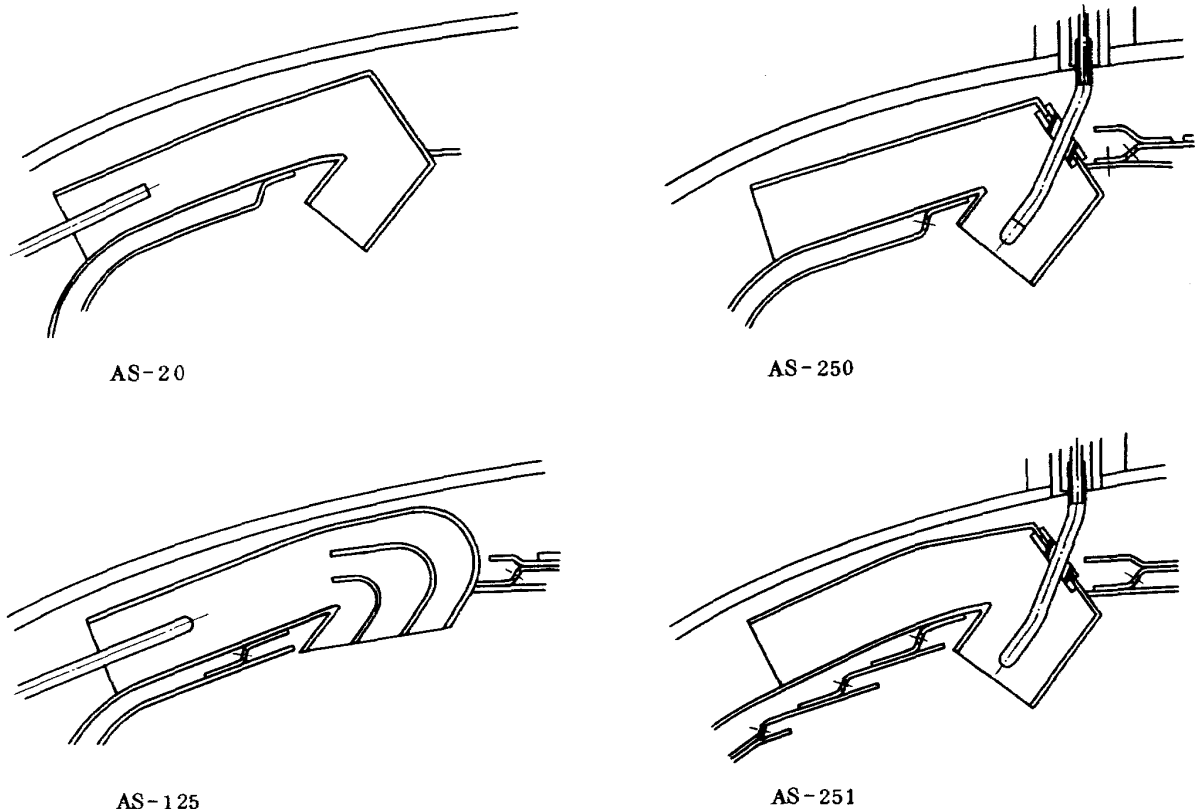


図 36 これまで使用した空気ダクトの形状

一般的にも、蒸発管形、もしくは気流微粒化形エンジンでは圧力比が上昇しても排煙濃度は全く増加しないか、またはごくわずかの増加にとどまる。

CO, および THC 使用した試験装置の特性上、実験パラメータを正確に作動線と合致させて試験することが出来ない。

実験の設定条件, T_1, n, P_1 , あるいは U_r , などはそれぞれ排出特性に大きな影響を与えるので、図33や34のように単独のパラメータで整理したものの傾向を外挿して設計点などの排出値を推測することは4.2.1でも示したようにお互いにかなり異なった値を与え、大巾な誤差を含むことになる。

Niedzwiecki¹⁰⁾は、 P_1 以外のパラメータをエンジンの作動線に合わせ、圧力に関しては次の関係で補正した。

$$EI(THC)_{ENG} = EI(THC)_{RIG} \left(\frac{P_1, RIG}{P_1, ENG} \right) \dots\dots\dots (2)$$

$$EI(CO)_{ENG} = EI(CO)_{RIG} \left(\frac{P_1, RIG}{P_1, ENG} \right)^N \dots\dots\dots (3)$$

ここで

$$N = 0.2 \left\{ \frac{100}{EI(CO)_{RIG}} \right\}$$

表7に示した結果について、上記の圧力補正を行ってみると、供試燃焼器のCO, およびTHCの排出指数は、それぞれ6.15 g/kgFuel, および0.41 g CH₂/kg FUELとなる。これは#08ライナによる結果より、それぞれ72%および74%の低減を示している。

その他の実験点については、圧力以外の実験条件も作動線上のそれらの値と異なり、排出特性の比較が困難である。

ところが、次の新しいパラメータ導入により、排出特性の傾向を実機の値と比較することが可能である。これまで、燃焼効率などの燃焼器試験条件にたいする傾向をみる上、パラメータ $(P_1 T_1)/U_r$ が用いられた。しかしそれでは、空燃比に関する依存性が無視されている。未燃焼成分排出は、燃焼効率と直接的な関連があること、それらの特性に空燃比の影響が大きいこと、空燃比が増大すると未燃焼成分の排出が増加の方向にあること、などの理由から、ここでは、新たにパラメータ $(P_1 T_1)/(n_c U_r)$ を採用してみる。

このパラメータを使って、供試燃焼器とFJR710/20, 4号機(#08ライナ)のCO, およびTHC排出を比較してみると、図37のようになる。

同図によると、供試燃焼器のCO, およびTHC排出は、

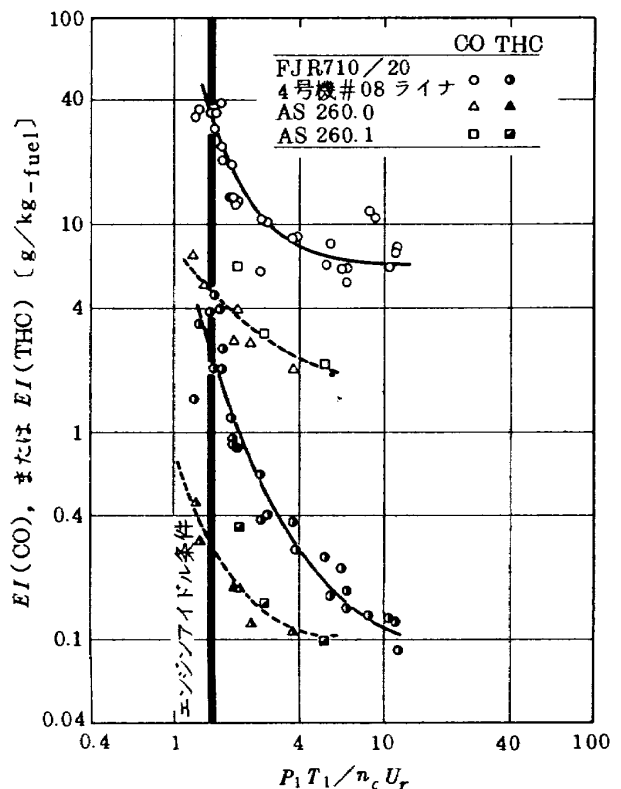


図37 実機エンジンとAS 260の未燃焼成分排出比較

前述のアイドル条件付近ばかりでなく、更に高負荷の条件でも大巾な低減を示していることがわかる。ただし、COおよびTHCの排出に関し、 T_1, U_r などが1乗のべき数で影響するのにたいし、COの圧力依存性は(3)式のようにこれと異なるべき数の依存性を示すので、参照する作動線から余りかけ離れた試験条件との比較には注意すべきである。

5.3.2 窒素酸化物排出

窒素酸化物(NO_x)の排出には、燃焼室内圧力、火炎温度、燃焼ガス滞留時間、および供給空気湿度が大きな影響を持つことが知られている。

Niedzwiecki¹⁰⁾は、燃焼器実験のデータとエンジン作動線上の値とを関連づけるため、次式を用いた。

$$EI(NO_x)_{ENG} = EI(NO_x)_{RIG} \sqrt{\frac{P_1, ENG}{P_1, RIG}} \left(\frac{U_r, RIG}{U_r, ENG} \right) \times \left(\frac{T_2, ENG}{T_2, RIG} \right) \exp \left(\frac{T_1, ENG - T_1, RIG}{288} \right) / \exp \{ 0.018 (6.29 - H_{RIG}) \} \dots\dots\dots (4)$$

ここで、基準の湿度として、標準日の湿度60%に相当する6.29 g_{water}/kg_{air}を用いている。

一方、Marchionna¹¹⁾は、次式を提案した。

$$EI(NO_x)_{ENG} = EI(NO_x)_{RIG} \sqrt{\frac{P_1 \cdot ENG}{P_1 \cdot RIG}} \left(\frac{M_{RIG}}{M_{ENG}} \right) \alpha$$

$$\times \exp \left\{ \frac{1.14(T_{1,ENG} - T_{1,RIG})}{288} \right\}$$

$$\div \exp \{ 0.019(H_{ENG} - H_{RIG}) \}$$

..... (5)

この中で、αは出口温度に関係した関数としている。両式とも、実験値を整理する場合、精度の点からどちらの式もほとんど変わらない結果となる。

ここでは、次の理由から、Marchionna の式を $\alpha = \Delta T_{ENG} / \Delta T_{RIG}$ として用いることにする。

- i) 多くの実機エンジンの NO_x 排出調査結果が、 $H_{ENG} = 10$ を基準に整理されている。¹²⁾
- ii) 特定のエンジンの場合なら、 T_2 は空燃比と作動線上で直接対応する。しかし、本試験装置の場合、 T_1 が作動線と無関係であるため、 T_2 よりも $\Delta T (= T_2 - T_1)$ が空燃比、あるいは火炎温度に、より直接的な関係をもつ。

したがって、ここに用いた式は、

$$EI(NO_x)_{ENG} = EI(NO_x)_{RIG} \sqrt{\frac{P_1 \cdot ENG}{P_1 \cdot RIG}} \left(\frac{M_{RIG}}{M_{ENG}} \right)$$

$$\times \left(\frac{\Delta T_{ENG}}{\Delta T_{RIG}} \right) \exp \left\{ \frac{1.14(T_{1,ENG} - T_{1,RIG})}{288} \right\}$$

$$\div \exp \{ 0.019(10 - H_{RIG}) \}$$

..... (6)

である。

(6)式による供試燃焼器の NO_x 修正排出指数 $EI(NO_x)_{ENG}$ は、図38に示すようである。

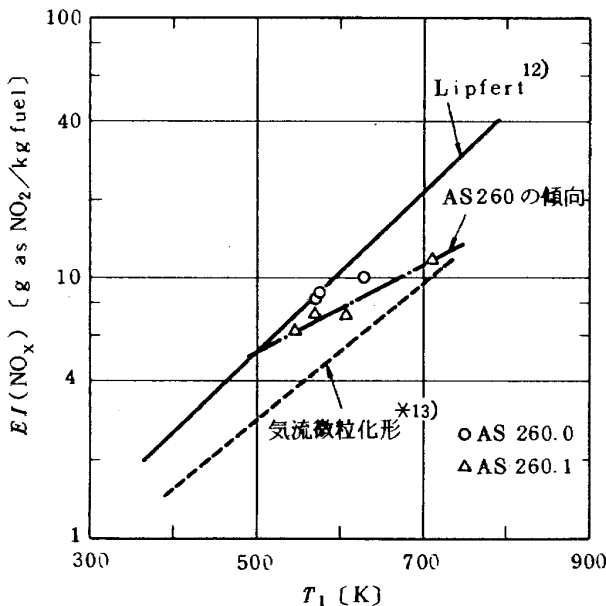


図38 エンジン作動線上へ修正した NO_x 排出指数 (* 蒸発形も含める)

同図中、実線は Lipfert¹²⁾ が多くの実用エンジンの排出指数を調べ、 $H = 10 \text{ g/kg air}$ へ補正を行って得たものである。また、破線はそれらの実用エンジン中主として圧力噴射弁を用いていない燃焼器をもつエンジンの排出レベルを示す。

図38によると、供試燃焼器は高負荷になるに従って圧力噴射弁採用エンジンより優れた NO_x 排出傾向を示す。AS 260.1 は $T_1 = 710 \text{ K}$ 相当の条件で Lipfert の線より約50%少ない NO_x 排出レベルを示している。

なお、参考のために(4)式によって、基準湿度を $H = 10 \text{ g water/kg air}$ として換算した NO_x 排出値を図39に示す。

両計算の差はほとんどないといえる。

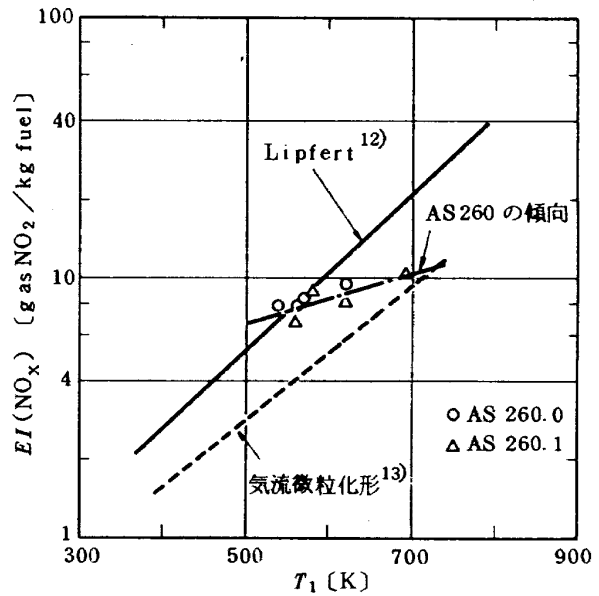


図39 燃焼器出口温度をエンジン作動線へ合わせる修正をしたときの NO_x 排出指数

6. まとめ

AS 260.0、および 260.1の燃焼器性能に関して、次のことが明らかになった。

- 1) 必要な作動空燃比範囲にわたって、安定な燃焼を行う。
- 2) 十分高い燃焼効率特性をもつ。
- 3) 圧力損失も適度な値である。
- 4) 出口温度分布は安定で、無次元表示すると実験条件、負荷変動にかかわらず一定形を示す。
- 5) 鈍頭部構造で、デフレクタ部は過熱するので改良が必要である。
- 6) インピンング冷却は十分な効果を発揮する。
- 7) 鈍頭部内側は、内径側が比較的高温となる。

- 8) 噴射管を円周方向にかたむけたこと, 遮熱板スペントフローの排出方向を円周方向としたことは, 燃焼ガスの混合, 出口燃焼ガスの均一化に有効である。
- 9) 空気ダクト内コーナーベーンは, 通過空気にたいしてかなりの抵抗となる。
- 10) ライナの内径側最終空気孔は, 出口半径方向温度分布形状に影響を与えない。

また, 供試燃焼器 AS 260.0, および 260.1 の排出特性に関して, 次のような結果が得られた。

- 11) 今回計測した最も濃い排煙濃度は, 入口空気圧力 10 kg/cm^2 , 空燃比 49 の条件で, Bacharach 濃度スケールにて 3.5 であった。この結果, 設計点条件でも排煙に関しては十分に低い値となる予想ができる。
- 12) CO, および THC エンジンアイドル条件付近での排出指数は, 圧力噴射弁使用のエンジンにくらべて, ともに 70%以上の低減を示している。
- 13) NO_x は圧力噴射弁使用のエンジンと作動線条件に換算して比較すると今回の最高圧力の供試条件では, 50%ほど低い排出値を示し, これは既存の気流微粒化形燃焼器を採用しているエンジンの排出値と同等である。

なお, 未燃焼成分排出値の整理法に関して,

- 14) 供試試験装置による各種排出成分の排出傾向を T_1 , あるいは n など単一のパラメータに関して整理して外挿することは, 大きな誤差が生ずる。
- 15) CO, あるいは THC の排出指数を, エンジンの排出実測データと比較する際に, パラメータ, $(P_1 T_1)/(nU_r)$ を使うと, 供試条件が正確に作動条件になくとも, 排出傾向の比較ができる。

などが明らかになった。

AS 260 の排出特性について, セクタ形のものとの比較, また従来形の燃焼器との比較については, 第 6 報に詳述する。

文 献

- 1) 田丸卓, 鈴木邦男; 新形式ガスタービン燃焼器の研究(第1報, 常圧性能試験), 航技研資料 NAL TM-297 (1976/4)
- 2) 田丸卓, 鈴木邦男, 山田秀志, 堀内正司, 下平一雄, 石井浅五郎; 新形式ガスタービン燃焼器の研究(第2報, AS-20系セクタ燃焼器の特性)航技研資料 NAL TM-324 (1977/1)
- 3) 田丸卓, 鈴木邦男, 小倉五郎, 黒沢要治, 石井浅五郎; 新形式ガスタービン燃焼器の研究(第3報, 環状燃焼器 AS-250の特性)航技研資料 NAL TM-328 (1977/4)
- 4) 田丸卓, 鈴木邦男, 山田秀志, 斎藤隆, 堀内正司, 下平一雄; 新形式ガスタービン燃焼器の研究(第4報, 鈍頭部冷却法と燃焼器特性)航技研資料 NAL TM-332 (1977/6)
- 5) 航空技術研究所原動機部; 航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備, 航技研報告, NAL TR-24 (1962/2)
- 6) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高圧燃焼器の研究(II)航技研資料 NAL TM-242 (1973/6)
- 7) 鈴木邦男, 堀内正司; ガスタービン用アニュラ形高圧燃焼器試験装置, 内燃焼機関 16巻, 1号 No.189 (1977/1) pp. 41-45
- 8) 田丸卓, 鈴木邦男, 相模滋, 桜沢義男, 山田秀志; 燃料蒸発管に関する研究(V) — 高圧形箱形燃焼器の特性 —, 航技研資料 NAL TM-301 (1976/5)
- 9) Tacina, R. R. and J. Grobman; Analysis of Total-Pressure Loss and Airflow Distribution for Annular Gas Turbine Combustors, NASA TN D-5385 (1969/8).
- 10) Niedzwieki, R. W.; The Experimental Clean Combustor Program — Description and Status to November 1975, NASA TM X-71849 (1975/12).
- 11) Marchionna, N. R.; 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).
- 12) Lipfert, F. W.; Correlation of Gas Turbine Emission Data, ASME Paper 72-GT-60 (1972).
- 13) ICAO 航空機エンジン排気ガス研究会サブグループ報告書, 運輸省航空局 (1976)

付 録 A

以下に、AS 260.0、および 260.1 の試験データを示す。

表 A 1、A 2、および A 3 は、本文で報告した 3 回の燃焼器試験時に ON-LINE で計算機処理した燃焼器特性値である。

表 A 4 は、AS 260.0 の排出ガス分析結果を示す。

表 A 5 は、同様に、AS 260.1 に関する結果である。

表A.1 AS260.0 燃焼器試験結果

供試番号	P_1 kg/cm ²	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT deg	$T_{2\max}$ K	δ_t	σ	T_2/T_1	$\Delta P/P_1$ %	ϕ	η	η_b %	L_b kcal/m ³ hatm	$(U_r)_d$ m/s	τ_{ad} %	P_{fM} kg/cm ² G	備考
022201	1.08	1.13	—	7.5	365	734	370	876	0.385	66.0	2.01	0.9	31.2	—	—	—	—	—	0	着火時
022202	3.55	6.32	0.081	17.5	501	970	469	1036	0.142	29.4	1.94	3.0	27.6	77.7	96.2	3.43 × 10 ⁷	40.6	12.3	1.08	
022203	3.57	6.64	0.067	18.6	509	891	382	944	0.138	23.7	1.75	3.4	28.1	98.5	98.2	2.88	44.7	12.8	0.61	
022204	3.66	6.31	0.089	17.7	524	1031	507	1097	0.132	33.4	1.97	3.0	28.1	70.7	95.8	3.63	40.8	12.3	1.27	
022205	4.60	8.40	0.086	19.4	540	923	384	969	0.120	24.4	1.71	3.4	28.1	97.6	98.5	2.86	45.4	12.4	1.08	
022206	4.70	8.07	0.109	18.5	550	1043	493	1097	0.111	34.7	1.90	3.1	27.9	73.7	97.6	3.53	40.5	11.6	1.58	
022207	5.74	10.66	0.096	20.4	561	907	346	943	0.106	21.0	1.62	3.6	27.5	111.5	101.3	2.62	45.4	11.8	1.29	
022208	5.50	9.14	0.135	18.7	572	1100	528	1177	0.146	39.4	1.92	3.0	28.3	67.7	97.1	3.70	42.7	12.2	2.58	
022209	6.60	11.90	0.117	20.7	584	952	368	1000	0.132	28.0	1.63	3.6	27.6	101.8	99.3	2.73	46.7	12.0	1.93	
022210	6.54	11.52	0.125	20.4	589	993	404	1041	0.120	28.0	1.69	3.4	27.6	91.9	91.7	2.73	49.3	12.8	2.14	
022211	6.74	11.23	0.158	19.4	593	1096	504	1170	0.147	40.1	1.85	3.1	27.9	71.1	97.5	3.55	43.0	11.8	3.43	

$P_0 = 1.029 \text{ kg/cm}^2$

表A 2 AS 260.0 の第 2 回試験結果

供試番号	P_1 kg/cm ²	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT deg	$T_{2\max}$ K	δ_t	σ	T_2/T_1	$\Delta P/P_1$ %	ϕ	n	η_b %	L_b kcal m ³ h atm $\times 10^7$	$(U_r)_d$ m/s	τ_{ad} %	P_{fM} kg/cm ² G	備考
022301.1	4.58	8.78	0.087	18.3	485	864	379	937	0.192	36.2	1.78	3.4	28.7	100.5	98.6	2.90	52.1	15.2	1.10	
022301.2	4.74	8.84	0.092	18.7	511	903	392	973	0.182	34.3	1.77	3.4	28.6	96.5	98.9	2.92	53.1	15.1	1.23	
022302.1	4.85	8.29	0.118	17.8	531	1043	511	1134	0.178	45.3	1.96	3.1	29.8	70.3	96.4	3.54	50.4	15.1	2.03	
022302.2	4.55	7.73	0.111	18.3	549	1058	509	1151	0.182	44.1	1.93	3.1	29.1	69.8	95.8	3.50	51.6	15.0	1.73	
022303.1	5.52	10.26	0.094	20.4	559	906	347	965	0.168	29.1	1.62	3.7	29.2	109.8	100.0	2.58	57.4	15.0	1.20	
022303.2	5.46	10.05	0.094	20.4	565	917	352	980	0.180	29.5	1.62	3.7	29.0	107.2	99.4	2.60	58.1	15.1	1.12	
022304.1	5.64	9.57	0.133	18.9	568	1065	497	1149	0.169	42.9	1.87	3.2	29.2	72.2	96.9	3.33	53.6	15.1	2.59	
022304.2	5.55	9.37	0.133	18.9	570	1076	505	1171	0.188	45.6	1.89	3.1	28.9	70.7	96.8	3.46	53.6	15.1	2.53	
022305	6.42	12.14	0.092	21.7	583	875	292	928	0.182	26.6	1.50	4.0	29.2	132.4	100.9	2.20	62.7	15.4	1.21	
022306.1	6.43	11.37	0.122	20.6	594	989	395	1060	0.182	34.9	1.67	3.6	28.7	92.9	98.0	2.81	58.3	15.0	2.10	
022306.2	6.45	11.37	0.122	20.7	597	990	393	1068	0.196	34.4	1.66	3.6	29.0	92.9	97.8	2.79	59.2	15.2	2.08	
022307.1	6.64	10.41	0.187	18.5	600	1224	624	1331	0.171	54.0	2.04	3.0	30.0	55.8	97.0	4.01	53.2	15.4	4.89	
022307.2	6.65	10.50	0.187	18.6	602	1225	623	1335	0.177	54.7	2.04	2.9	29.3	55.2	97.5	4.02	52.2	15.0	4.87	

 $P_1 = 1.028 \text{ kg/cm}^2$

表A3 AS260.1の燃焼試験結果

供試番号	P_1 kg/cm ²	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT deg	T_{2max} K	δ_t	σ	T_2/T_1	$\Delta P/P_1$ %	ϕ	n	η_b %	L_b k cal / m ³ h atm ×10 ⁷	$(U_r)_d$ m/s	τ_{ad} %	P_{fM} kg/cm ² G	備考
032501.1	4.57	6.48	0.085	15.0	537	966	429	1022	0.131	23.4	1.80	2.2	30.2	76.6	87.5	2.71	43.4	15.7	0.81	
032501.2	4.54	6.41	0.078	15.5	561	992	431	1069	0.181	26.6	1.77	2.2	29.8	81.8	94.2	2.71	42.8	15.0	0.83	
032502.1	10.42	13.91	0.190	16.3	622	1103	481	1185	0.171	31.0	1.77	2.2	29.6	73.3	96.5	2.92	45.4	15.0	5.01	
032502.2	10.20	13.55	0.181	17.0	651	1124	474	1216	0.194	34.2	1.73	2.3	30.3	74.7	97.4	2.87	46.8	14.9	4.47	
032502.3	9.91	13.01	0.182	16.8	653	1149	496	1261	0.227	35.1	1.76	2.3	30.2	71.5	98.0	2.98	46.0	14.8	4.47	
032503.1	10.17	12.14	0.246	15.4	659	1342	683	1443	0.148	46.7	2.04	2.0	31.3	49.3	96.3	3.87	41.4	14.5	8.25	
032503.2	10.07	12.09	0.245	15.6	661	1348	687	1451	0.151	48.1	2.04	2.0	31.7	49.3	97.0	3.91	44.3	15.4	8.05	
032504.1	6.93	9.44	0.101	17.4	649	1029	380	1099	0.184	28.2	1.59	2.4	29.3	93.7	96.5	2.33	46.3	14.5	1.29	

$P_0 = 1.023 \text{ kg/cm}^2$

表A 4 AS 260.0 の排出ガス分析結果

実験番号	ϕ_c	n_c	η_c	[g/kg FUEL]				[%]				[ppm]			
				EI(CO)	EI(THC)	EI(NO)	EI(NO _x)	NO/NO _x	CO ₂	O ₂	CO	THC	NO	NO _x	
77022301	0.150	98.7	99.79	7.07	0.46	3.40	6.32	0.83	2.87	17.6	73.4	9.5	33.0	40.0	
77022302	0.209	71.0	99.89	3.98	0.18	3.96	7.00	0.87	2.89	16.5	57.3	5.3	53.2	61.3	
77022303	0.140	106.1	99.85	5.17	0.31	4.21	7.95	0.81	1.90	17.7	50.0	5.9	38.0	46.8	
77022304	0.207	71.8	99.92	2.73	0.12	4.76	8.21	0.89	2.81	16.2	38.9	3.5	63.2	71.1	
77022305	0.115	128.7	99.80	6.41	0.49	3.86	7.61	0.78	1.57	18.2	51.2	7.8	28.8	37.0	
77022306	0.159	93.2	99.92	2.79	0.18	5.92	10.19	0.89	2.17	17.3	30.3	3.9	60.8	68.2	
77022307	0.260	57.0	99.94	2.00	0.11	5.01	8.47	0.91	3.52	15.1	35.7	3.9	83.5	92.0	

表A 5 AS 260.1 の排出ガス分析結果

実験番号	ϕ_c	n_c	η_c	[g/kg FUEL]				[%]				[ppm]			
				EI(CO)	EI(THC)	EI(NO)	EI(NO _x)	NO/NO _x	CO ₂	O ₂	CO	THC	NO	NO _x	
77032501	0.178	79.4	99.86	6.25	0.35	3.82	7.10	0.82	2.56	16.8	80.4	8.9	45.8	55.6	
77032502	0.200	74.0	99.95	2.13	0.10	6.49	11.15	0.89	2.75	16.5	29.4	2.9	83.5	93.5	
77032503	0.290	51.0	99.98	1.04	0.03	6.54	10.87	0.92	3.96	14.5	20.6	1.2	120.8	131.0	
77032504	0.155	95.6	99.93	3.02	0.15	7.69	12.56	0.94	2.13	17.5	32.3	3.1	76.7	81.7	

付 録 B

図 B 1 に, 本文で参照したエンジン作動線を示す。

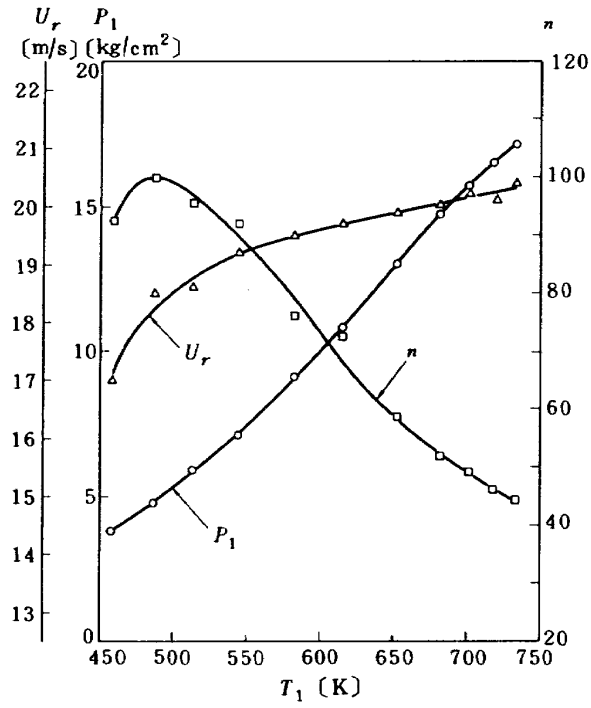


図 B 1 FJR710/20 6号機 (* 10 ライナ) 作動線

航空宇宙技術研究所資料335号

昭和52年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
