

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-483

FJR710/600エンジン用燃焼器

田 丸 卓 ・ 石 井 浅五郎 ・ 江 口 邦 久
鈴 木 和 雄 ・ 下 平 一 雄 ・ 黒 沢 要 治
小 倉 五 郎 ・ 堀 内 正 司 ・ 斎 藤 隆
山 田 秀 志

1983年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
計 測	西 尾 健 二 *
実 験 ・ 計 測 デ ー タ 整 理	北 原 一 起 ** 杉 田 正 男 ** 高 木 浩 一 ** 三 輪 靖 夫 ***

* 原動機部

** 川崎重工㈱

*** 帝人製機㈱

目 次

概 要	1
1. まえがき	1
2. 燃焼器構造	2
2.1 燃料噴射弁	2
2.2 スワール	3
2.3 ケーシング	5
2.4 ライナ	6
2.4.1 要素試験用ライナ	6
2.4.2 実機搭載用ライナ	8
2.5 耐久性向上への試み	12
3. 試験とその結果	14
3.1 燃料噴射弁特性	15
3.2 スワール特性	15
3.3 燃焼器入口風速分布	19
3.4 燃焼器ライナの特性	21
3.5 エミッション低減と耐久性向上への試み	24
3.5.1 プライマリアイドル	24
3.5.2 改良型遮熱板	25
3.5.3 コーティングの影響	28
4. 検討および評価	30
5. あとがき	31
文 献	32
付 録 A	33
付 録 B	33
付 録 C	34
付 録 D	34

FJR710/600エンジン用燃焼器*

田 丸 卓** 石 井 浅五郎** 江 口 邦 久**
鈴 木 和 雄** 下 平 一 雄** 黒 沢 要 治**
小 倉 五 郎** 堀 内 正 司*** 斎 藤 隆***
山 田 秀 志***

概 要

FJR710/600 エンジン用燃焼器の構造と特性を明らかにするため、実機搭載用に設計・製作した全ライナの仕様と、それらのうち主要なものの要素試験結果を記す。また燃料噴射弁、スワラなどの単独要素特性、未報告の要素試験用ライナ 63.00 の設計と試験結果などについて報告する。

1. まえがき

通商産業省工業技術院の主宰する大型プロジェクト「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の第2期要素研究は、第1期にひきつづき昭和52年4月に開始され、昭和57年3月に終了した。

その間製作したFJR710/600エンジン搭載用ライナの全仕様と、そのうちのいくつかの仕様決定のために使用した要素試験用ライナなどの構造と、燃焼試験結果についてまとめて示す。

第2期における燃焼器開発は、第1期で行った要素研究¹⁾を土台に、その後の要素研究成果を織りこんで推しすすめた。

その経過を対象燃焼器(ライナ)名称別に模式化して類別すると図1に示すように、(A)第1期従来型、(B)新形式型および(C)第2期従来型、などに大別できる。

(A)グループのものは、FJR710/20用燃焼器で、性能の確認²⁾、又は高空再着火試験³⁾に用いた。(B)グループのものは、第1期の新形式燃焼器研究を引継いだもので、燃料気流微粒化型燃焼器の排出低減と実用化の可能性をさぐったものである。^{4~9)}

(C)グループは、第2期のエンジンFJR710/600用に開発した従来型の燃焼器である。その母体は、第1期の従来型燃焼器であり、それに図1の(A)や(B)グループでの経験を加えて開発を行った。この開発の結果、実機搭載用ライナとして#601~#611の11個を製作した。

主要燃焼器開発の経過は、既報^{10~16)}に詳しく示したが、ここでは、製作した実験用のライナ個々の仕様を比較整理し、それらのうち航空宇宙技術研究所で要素試験を行ったものの性能の比較を行う。

同時に、噴射弁、スワラ等の試験結果と、耐久性向上のために要素燃焼器によって検討をおこなった遮熱板形状やコーティングの効果等についてもあわせて報告する。

以上によって本報告は今後のエンジン運転の際の特性評価、および新たに製作する燃焼器での仕様検討に有用な資料となることと思う。

主要使用記号

アルファベット

A_s スワラ開口部面積, mm^2

CO 一酸化炭素

d_{32} 燃焼噴霧サウタ平均粒径, μm

$EI(x)$ ガス成分 x の排出指数, x のgr数/燃料1kg

F/A 燃料/空気重量流量比

* 昭和57年10月22日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

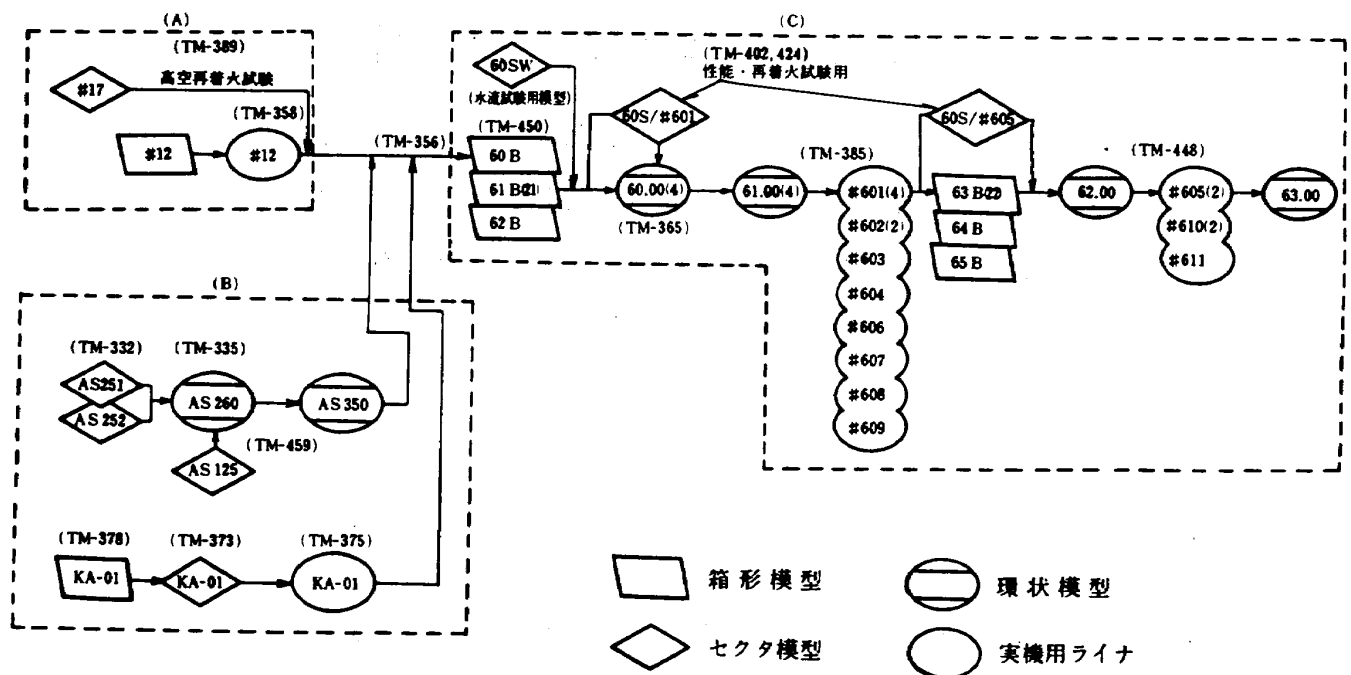


図1 FJR710エンジン用第2期燃焼器開発の流れ
〔(A) 第1期従来型；(B) 第1期新形式；(C) 第2期従来型〕

M_i	局所マッハ数
M_m	平均マッハ数
n	空燃比 ($=w_a/w_f$)
NO_x	窒素酸化物
P_4	燃焼器入口全圧, kg/cm^2 (abs)
r	半径方向距離, mm
s	スワール数
T_4	燃焼器入口全温, K
T_5	燃焼器出口ガス平均温度, K
THC	未燃焼炭化水素
u	風速, m/s
U_r	代表断面 (面積 0.1722m^2) 平均風速, m/s
U_s	スワラ開口部平均風速, m/s
w_a	空気流量, kg/s
w_f	燃料供給量, kg/s
w_{fp}	プライマリ吐出燃料量, kg/s
x	遮熱板からの距離, mm

ギリシャ文字

α	噴射弁の燃料噴霧角
γ_a	空気比重量, kg/m^3
ΔP	全圧損失, kg/cm^2
ΔP_f	燃料噴射弁圧力降下, kg/cm^2

ΔT	$= T_5 - T_4$, K
ΔT_w	$= T_w - T_4$, ここで T_w はライナ壁温, K
δ_t	出口温度不均一率
η_b	出口温度計測値に基く燃焼効率, %
η_c	ガス分析に基く燃焼効率, %
ϕ	$= 2g\Delta P / (r_a U_r^2)$
ϕ_c	当量比

2. 燃焼器構造

ここでは、実機搭載用ライナも含めて航空宇宙技術研究所の環状燃焼器高圧燃焼試験装置¹⁷⁾にて行った試験結果について述べる。今回の報告中で用いた燃焼器ケーシング（外筒）は試験装置、計測上の都合から燃焼器要素試験専用のものである。

燃料噴射弁は、実機用のものと同一仕様で製作した要素試験用噴射弁である。

以下、今回の試験検討で対象にした燃料噴射弁、スワラ、ケーシング、およびライナについて種類、構造などを順を追って記述する。

2.1 燃料噴射弁

FJR710/600 エンジン用の燃料噴射弁（以降単に噴射弁）構造を、図2に示す。それは着火、および

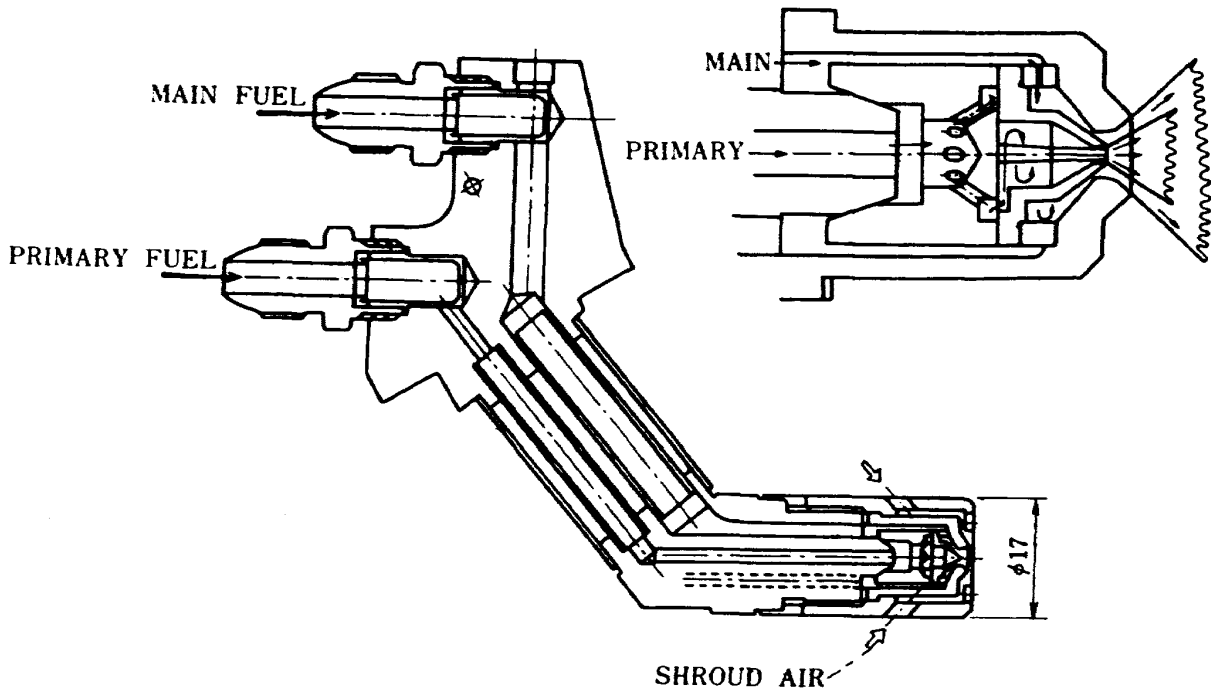


図2 FJR710/600 用燃料噴射弁構造

アイドル付近までの燃料をまかなう「プライマリ」と、それ以降の主たる燃料を供給する「メイン」の通路を、それぞれ独立にもつ。その渦室付近の詳細は、図3に示す。

その設計時における吐出圧力（噴射弁を通る燃料の圧力損失） ΔP_f と、噴霧角 α は製作時の要求として図4のように規定している。各規定圧力点記号の上下の横線は、検査時の最大、および最小許容限界を示している。

そのほか、噴射弁検査では、噴霧燃料を周方向4分割の弁に受け、その分配比率の均等値からのばらつきを「パターネーション」と称し、プライマリが 10.55kg/cm^2 で63%以上、同圧力の両吹き時で72%以上であることを規定している。また、スプレー外観は、スジがなく安定していること、としている。

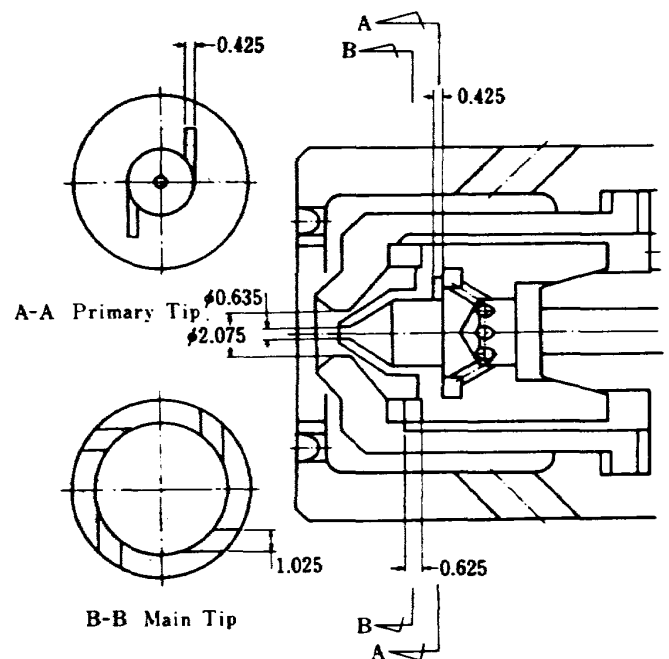


図3 噴射弁先端部詳細

2.2 スワーラ（空気旋回器）

FJR710/600 エンジン用燃焼器に用いた保炎器、すなわちスワーラは、大別してライナ#601型用と、#605型用のものがある。これらのライナの区別は後述する。

便宜上、前者に用いたスワーラを呼称外径寸法に

より「 $\phi 48$ スワーラ」、および後者のものを「 $\phi 46$ スワーラ」と称する。

それらの主要な違いを表1に比較して示す。また、構造の詳細を図5(a)および(b)に、スワーラをライナに取付けた状態を図6に示す。

なお、表1中のスワール数は、次の定義によるも

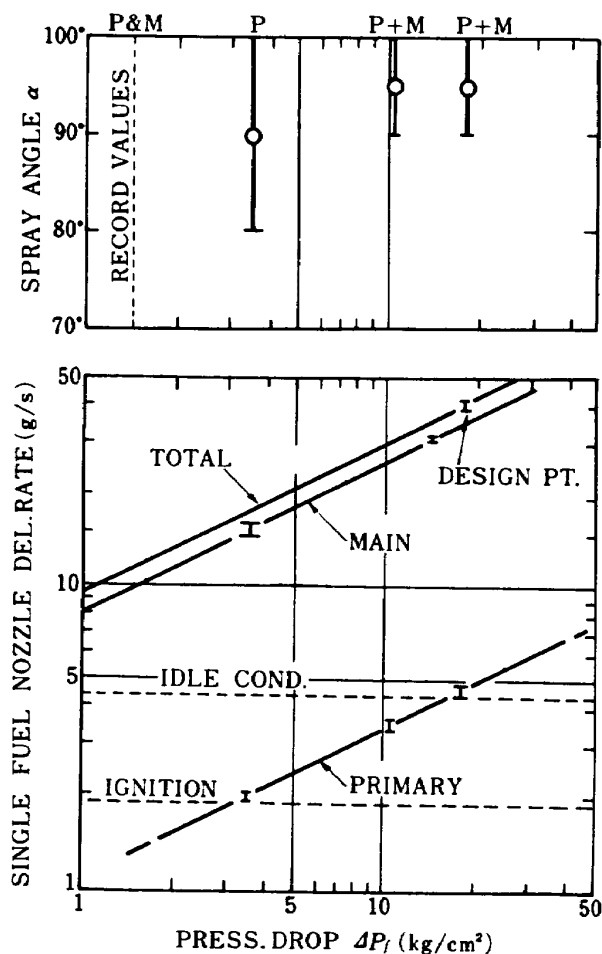


図4 噴射弁要求特性 (P, およびMはそれぞれプライマリ, およびメイン噴射弁の規格)

のである。¹⁸⁾

$$s = \frac{1}{1-\varphi} \cdot \frac{1-(R_h/R)^4}{1-(R_h/R)^2} \frac{\tan \alpha_0}{2} \quad (1)$$

ここで, φ は, 羽根厚さを考慮したブロック係数で,

$$\varphi = \frac{2(R-R_h) \cdot t \cdot z}{\pi(R^2-R_h^2)} \quad (2)$$

表1 スワーラの比較

呼 称	φ48 スワーラ	φ46 スワーラ
使用ライナ	#601系	#605
製 造	薄板植込み溶接	切削機械加工
羽 根 外 径	φ48	φ46
羽 根 内 径	φ37	φ41
羽 根 枚 数	16	16
通路流出角	45°	47°
開 口 面 積	431.3mm ²	199.6mm ²
全圧損失係数	1.7	1.8 (ボス部スロットを含む)
スワール数	1.05	1.28

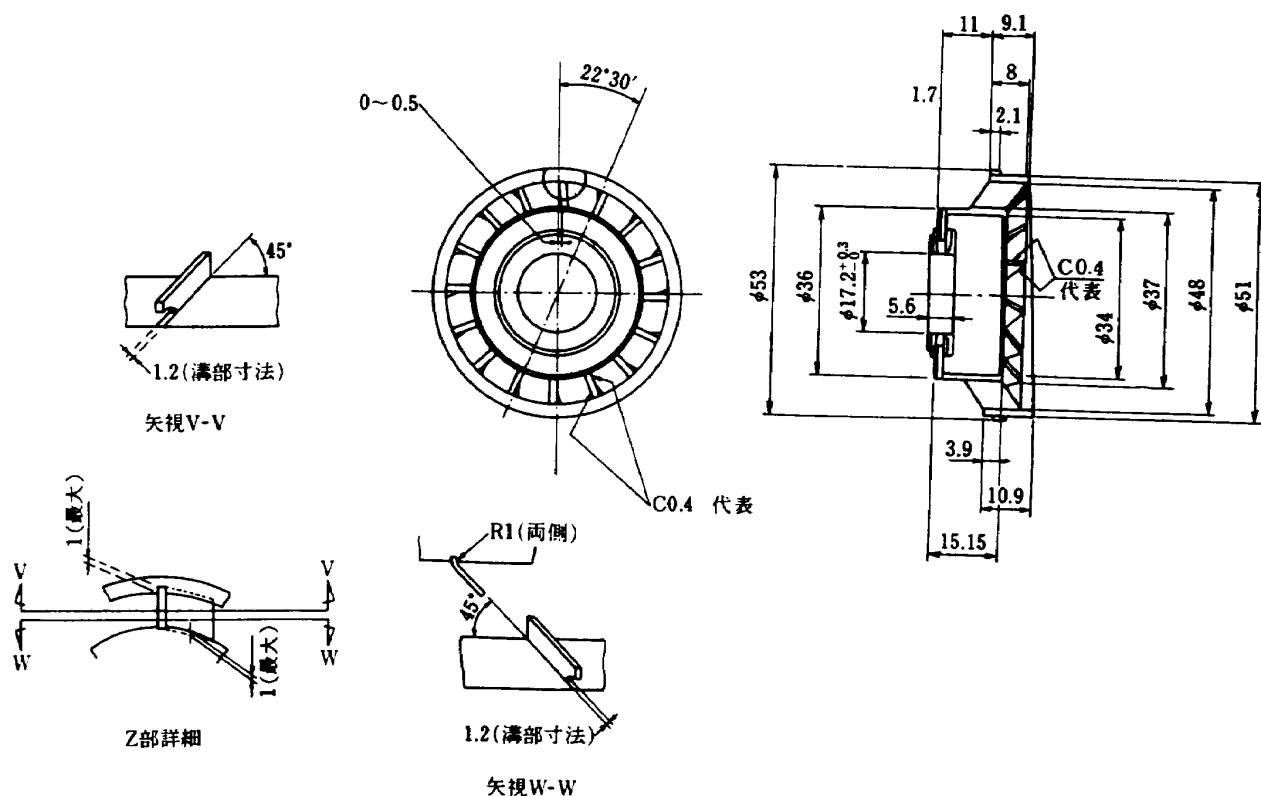
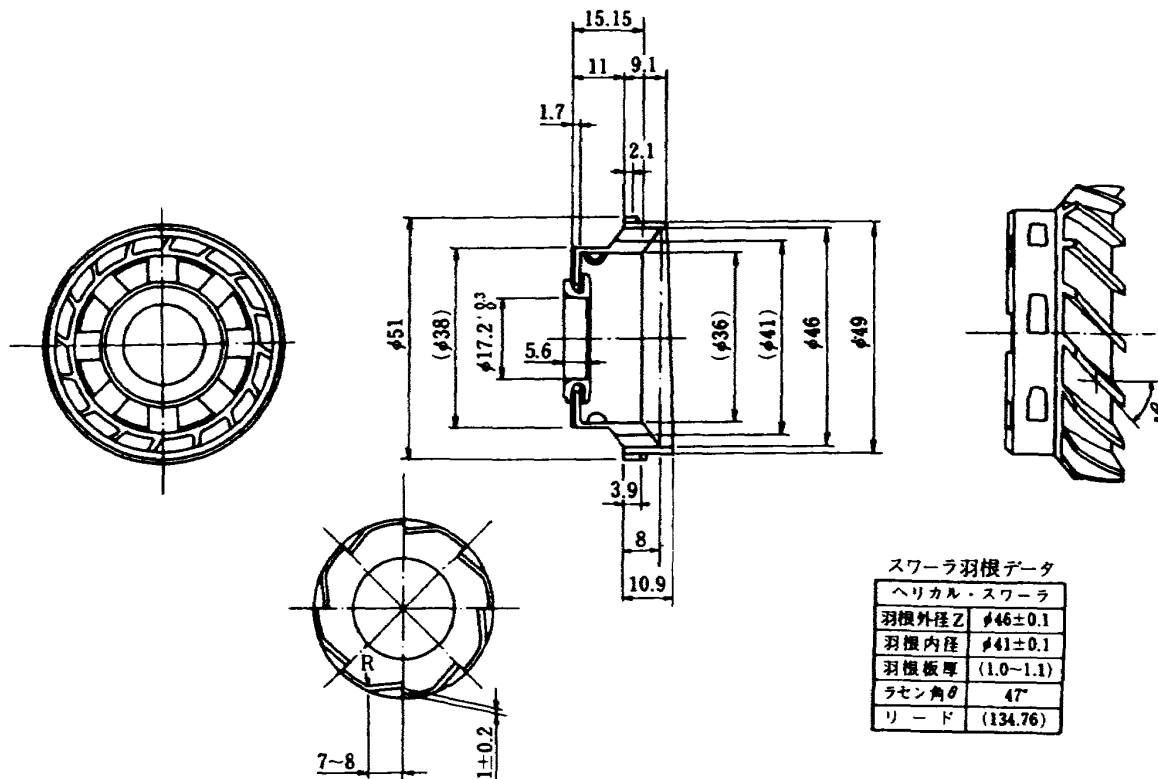
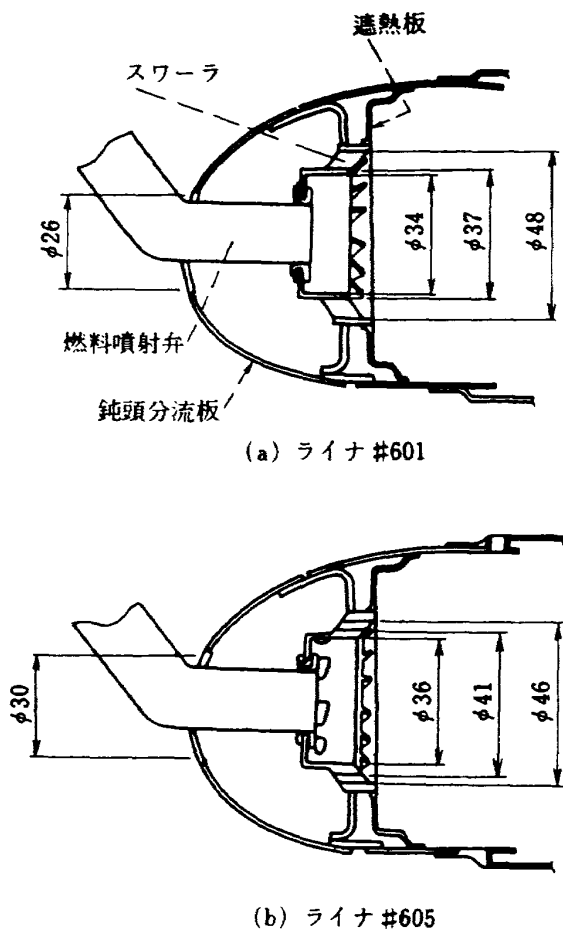


図5(a) φ48 スワーラ

図 5 (b) $\phi 46$ スワラ図 6 $\# 601$ 型ライナと $\# 605$ 型ライナの鈍頭部付近

である。また R と R_h は、それぞれ羽根翼端半径、ボス部半径、 α_0 は羽根外端部角度、 t と z は、それぞれ羽根の厚みと枚数である。

2.3 ケーシング

環状高圧燃焼試験装置での要素試験では、表 2 に呼称を示すケーシングを用いた。それらのケーシング中、CC 63H の概略形状を図 7 (a) に示す。

なお、参考のため、図 7 (b) に実機エンジンの相当部分を示す。

初期のライナの燃焼試験では、装置準備の都合から表 2 に示す抽気を行なわないケーシング CC 50H¹¹⁾ を用いた。

表 2 ケーシング名称と特徴

名 称	入口ピン	抽気	そ の 他
CC 50H	$\phi 4H7$	無	予備試験用
CC 60H	$\phi 4H7$	無	
CC 61H	$\phi 4H7$	有	
CC 62H	$\phi 8.5H15$	有	入口風速分布試験用
CC 63H	$\phi 7H12$	有	

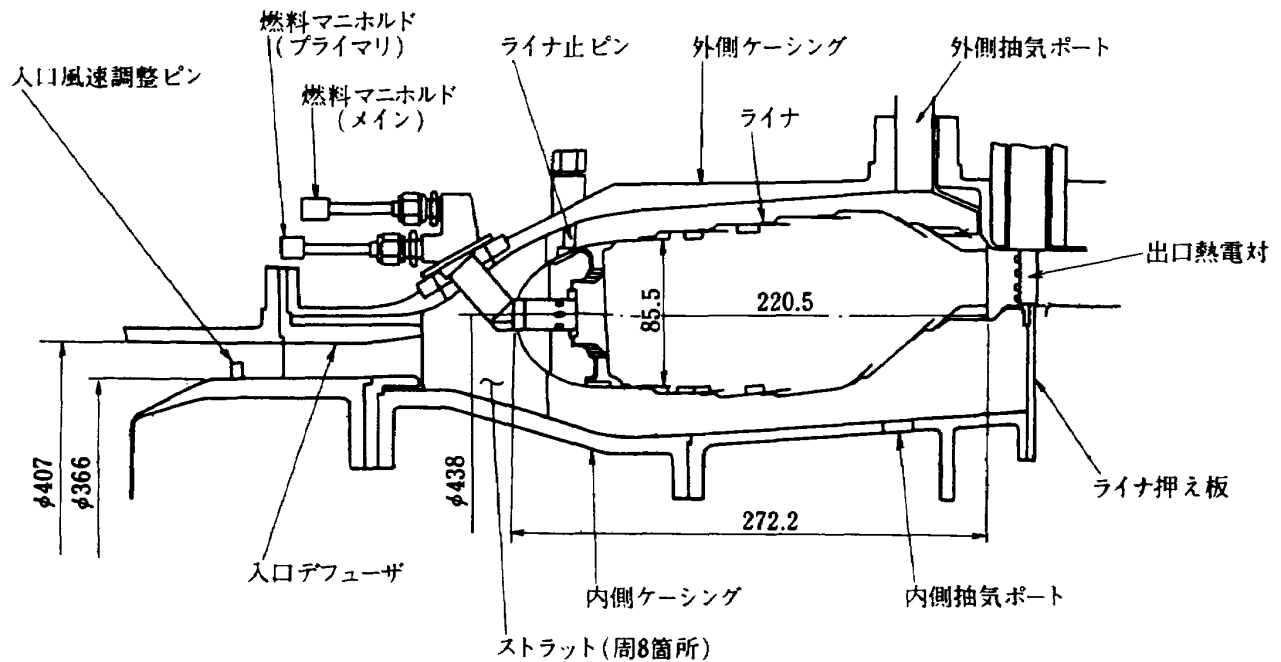


図 7 (a) 要素試験用ケーシングとライナ

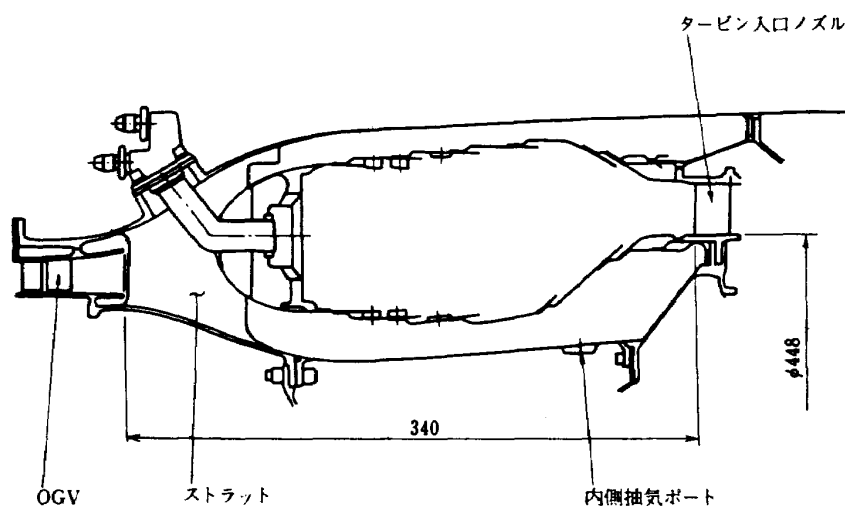


図 7 (b) 実機ケーシングとライナ

また、各ケーシングでは、燃焼器入口風速分布を実機のもの (DFJR-861*) にできるだけ近くするよう図 8 に例示する風速分布調整用ピン (以降、単にピン) を設けて試験を行なった。

2.4 ライナ

環状燃焼器ライナには、要素試験用として製作したビス止組立構造のものと、実機搭載試験用溶接構造のものがある。前者は、ハステロイ X (Hastelloy X)、後者は HA-188 で製作した。それらの主

要材料強度データ¹⁹⁾ 比較は、巻末付録 A に示す。一般に、HA-188 は、耐酸化性、高温での疲労強度、クリープ強度などにすぐれている。

2.4.1 要素試験用ライナ

要素試験用として製作したライナの種類と、それらの主な特徴を、表 3 に示す。これら要素試験用ライナは、次の構成要素部品から成り、(i) ~ (iv) の部品は、互に径 4mm のビスで一体に組付けられている。

- (i) 分流板, 1 枚
- (ii) 遮熱板, 16 枚
- (iii) スワラ (空気旋回器), 16 個

表 3 要素試験用ライナ

呼 称	基本モデル	参考文献
60.00	原型：4 × $\phi 13$ 孔	TM-365 TM-385
61.00	#601 相当模型 60.00 の最終モデル確認用	
62.00	#605 原型	TM-448
63.00	耐久性向上試験用 #605+ (改良遮熱板 後部コンタ改)	

(iv) 外側ライナ (隔壁板部と一体), 1 個

(v) 内側ライナ, 1 個

ライナ 60.00^{11), 12)} と 62.00¹⁶⁾ の仕様, およびその改修の詳細は, それぞれの文献に記述してある。

ライナ 63.00 は, 耐久性向上を検討したライナで実機試験で過熱の傾向がみられた外径側第 1 段プレート冷却を, 遮熱板スペントフローをそれに沿わせる構造をとることによって解決をはかったものである。その遮熱板構造を図 9 に示す。

ライナ 63.00 はまたライナの形状を図 10 に示すように変更している。この形状によってこの部分の

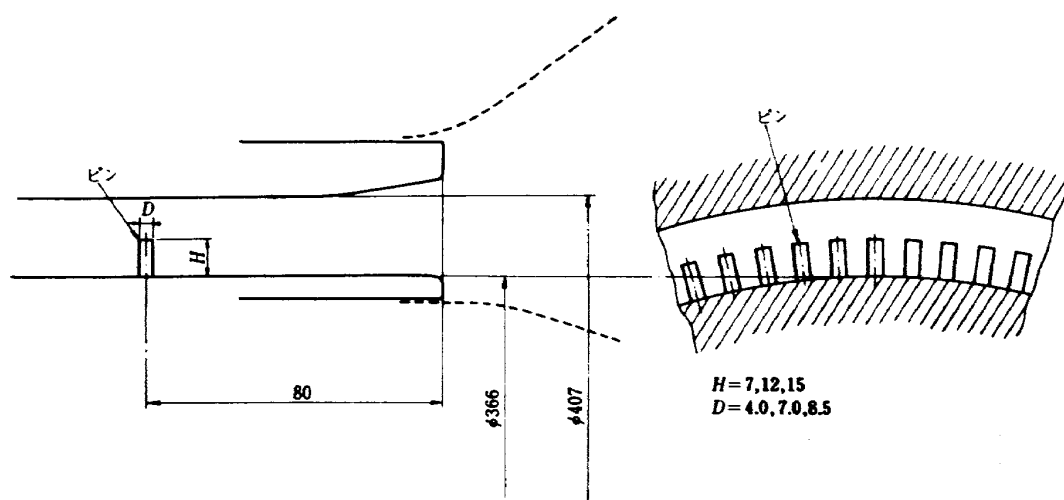


図 8 燃焼器入口デフューザ部風速調整ピン

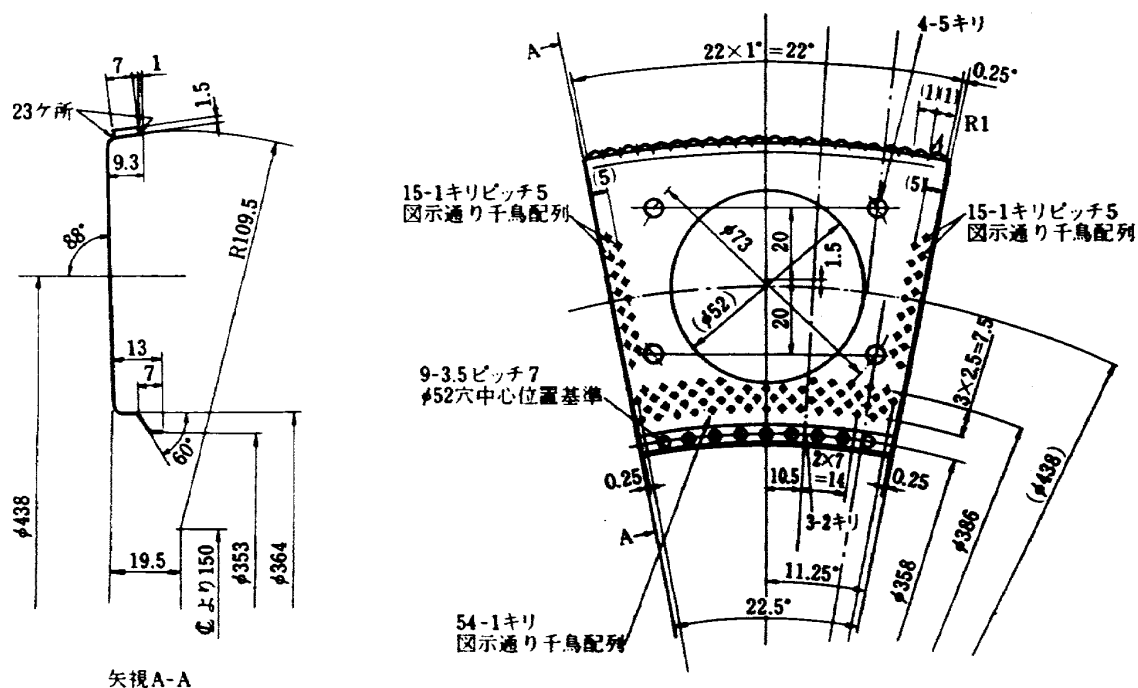


図 9 ライナ 63.00 の遮熱板

フィルム冷却性能の向上と、出口温度分布の改良を目ざした。

ライナ 63.01 の燃焼試験後の外側ライナの外觀と、その内面をそれぞれ図 11 と 12 に示す。

なお、ライナ 63.01 は、ライナ 63.00 に熱電対取付加工を行ったものである。このように以下要素試験用ライナの改修モデルは、小数以下の端数によって区別する。

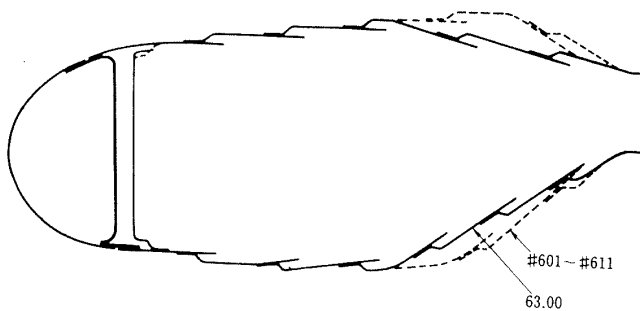


図 10 ライナ 63.00 のコンター形状

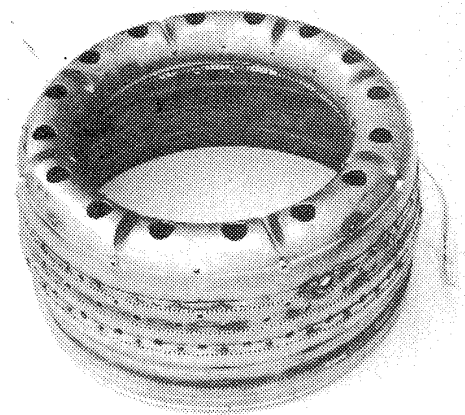


図 11 ライナ 63.01 の外觀（アウトアッシー）



図 12 ライナ 63.00 の内面（アウトアッシー）

2.4.2 実機搭載用ライナ

実機搭載用として製作したライナは、表 4 に示す 11 種で、構成要素部品は、前項の (i) ~ (iv) のすべてが溶接一体構造となっている。表 4 の各ライナは、第 1 期エンジン FJR710/10、又は /20 用のものと区別して 600 シリーズと総称する。それらの更に詳細な仕様は、表 5 に一覧表として示す。

実機搭載用ライナのうち #605、#610、および #611 は排煙低減型ライナとして設計したものである。これらを総称して #605 型、その他を #601 型と呼称する。

第 2 期の燃焼器ライナは、実用的な耐久性を確保

表 4 実機搭載型ライナ

呼 称	基本型式	特 記
#601	601 型	原型
602	601 型	#601 に遮熱板と外側ライナ第 2 列孔に冷却孔追加
603	601 型	#602 内側ライナに出口温度分布改善孔追加
604	601 型	≡ #603
605	605 型	低排煙型（スワール、空気孔改）
606	601 型	≡ #603 + 冷却型イグナイタカラー
607	601 型	≡ #606
608	601 型	≡ #606 + (外側第 1 段冷却孔強化) 第 1 段板セラミックコーティング
609 (609改)	601 型	≡ #608 + 一次領域内面コーティング ≡ #608
610改	605 型	≡ #605 + (冷却型イグナイタカラー) 隔壁板に $\phi 2$ 孔追加
611	605 型	≡ #610 改

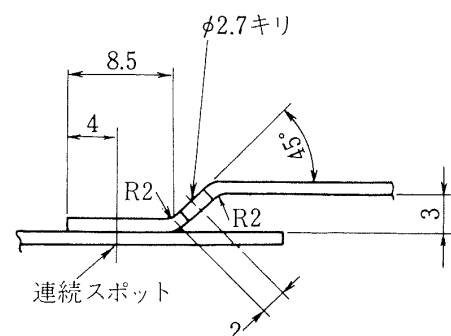
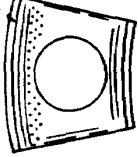
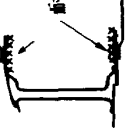


図 13 ライナ冷却用スリット構造一例

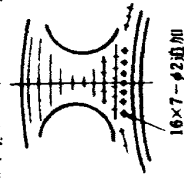
表5 ライナ仕様詳細

★601		★602	
第 1 次 改 修		第 2 次 改 修	
第 3 次改修 (要素テスト向改造)		特記以外 ★601 と同仕様	
分 流 板	φ26孔 (φ431中心)		←
ス ワ ー ラ	φ48-φ37, 45°, 11 幅え込み直線羽根		←
隔 壁 板	864-φ2孔 64-φ3.5孔	160-φ2追加	←
遮 熱 板	480-φ1, 112-φ2 208-φ3, 144-φ3.5		896-φ1追加
空 気	第 1 列		←
	2		
	3		56-φ1追加
	4		←
孔	第 1 列		←
	2		←
	3		←
	4	16-φ5追加	←
冷 却	第 1 段		←
	2		←
	3		←
	4		←
知 孔	第 1 段		←
	2		←
	3		←
	4		←
その他、詳細改修理由	112-φ2追加		←
	128-φ2追加		←
	128-φ2追加		←
	243-φ1, 120-φ0.8		←
耐久性向上、出口温度分布改善 インナライナ 第4列 16-45 16×7-φ2.5 16×6-φ2.5		NAL要素テスト用に耐熱セラミックコー ティング、壁温計測熱電対取付により改造 ● 壁温計測点 K コーティング箇所	
耐久性向上のためNAL要素テスト後に (19781011)追加工 隔壁板 追加工 スリット部 冷却孔追加		7ウタ 第2列孔 φ8 φ1追加	
アウタ開口面積		遮熱板 56-φ1追加	
インナ開口面積		11453 mm ²	
分流通・スワラ開口面積		8632 mm ²	
全開口面積		4863 mm ²	
要 素 実 験		24948 mm ²	
中圧燃焼性能確認		中圧燃焼ガス計測 中圧燃焼ライナ壁温計測	
		★602着火試験・中圧燃焼	

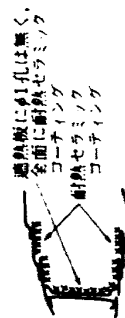
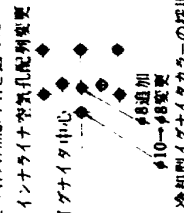
ラ イ ナ	★ 602 改修 ★ 603, ★ 604	★ 605	改 修	★ 606, ★ 607 特記以外 ★ 602 改と同仕様	★ 608 特記以外 ★ 606 と同仕様
分 流 板		φ 30 孔 (φ 433 中心)			
ス ワ ー ラ		φ 46 - φ 41, 47°, t1 ヘリカル羽根			
隔 壁 板		864 - φ 2 224 - φ 3.5	704 - φ 2 448 - φ 3.5		
通 熱 板		←	960 - φ 1 追加		960 - φ 1 追加 ←
空 気 孔	第 1 列	14 - φ 10			
	2	14 - φ 6			
	3	32 - φ 8			
	4	32 - φ 9			
孔	第 1 列	16 - φ 10			
	2	8 - φ 6, 8 - φ 8			
	3	16 - φ 8, 16 - φ 10			
	4	32 - φ 9			
冷 却	第 1 段	284 - φ 2.7, 20 - φ 3.3	14 - φ 2.5, 96 - φ 2 追加		284 - φ 2.7, 20 - φ 3.3
	2	←			
	3	←			
	4	←			
孔	5	←	315 - φ 1.5 変更, 96 - φ 2 追加		
	第 1 段	←			
	2	←			
	3	200 - φ 2.7			
冷 却	320 - φ 2.5 追加	210 - φ 2.7			
	320 - φ 2.5 追加	243 - φ 2, 120 - φ 0.8			
	4				
	5				
その他, 詳細改修理由	★ 601 第 2 次改修と同等の改修	排煙低減を主旨としてスワロー・ 空気孔配列等を大巾に変更した。	通熱板及び近傍の耐久性向上 通熱板 60-φ1 	冷却型イグナイタカラーの採用	
アウタ開口面積	11453 mm ²	11150 mm ²	12617 mm ²		
インナ開口面積	10517 mm ²	11443 mm ²	11443 mm ²		
分流板・スワロー開口面積	4863 mm ²	7863 mm ²	7678 mm ²		
全開口面積	26833 mm ²	30456 mm ²	31738 mm ²		
要素実験	★ 603 着火試験 出口温度詳細計測 (中圧・高圧)	E/G試験後改修	着火試験, 中圧・高圧燃焼燃料モ ードの変更による排ガス変化確認 試験		中圧・高圧燃焼試験

ラ イ ナ	★609 特記以外★605と同仕様		改 修		★610 特記以外★605改と同仕様		改 修 ★611と同仕様		★611 特記以外★605改と同仕様	
分 流 板					イグナイタ部(2ヶ所) 20×25長円孔					
ス ワ ー ラ					イグナイタ部(2ヶ所) 50°旋回角					
隔 壁 板									112-φ2追加	
速 熱 板	112-φ2 208-φ3, 144-φ3.5		★608と同仕様(速熱板部セラミックコーティングは無し)		φ3孔位置(アウタ)に 12-φ1.5 25-φ1.2					
空 気 孔	第 1 列									
	ア									
	ウ									
	タ									
イ ン ナ	第 1 列				イグナイタ部(2ヶ所) φ10→φ8 φ8追加					
	ア									
	ウ									
	タ									
冷 却 孔	第 1 段									
	ア									
	ウ									
	タ									
知 孔	第 1 段									
	ア									
	ウ									
	タ									
そ の 他 , 詳 細 改 修 理 由	第 1 列									
	ア									
	ウ									
	タ									
アウタ開口面積										
イナナ開口面積										
分流板・スワラ開口面積										
全 開 口 面 積										
要 素 実 験										

冷却型イグナイタカラーの採用



#605型の着火性能向上を狙った

着火試験
中圧燃焼試験

中圧・高圧燃焼試験

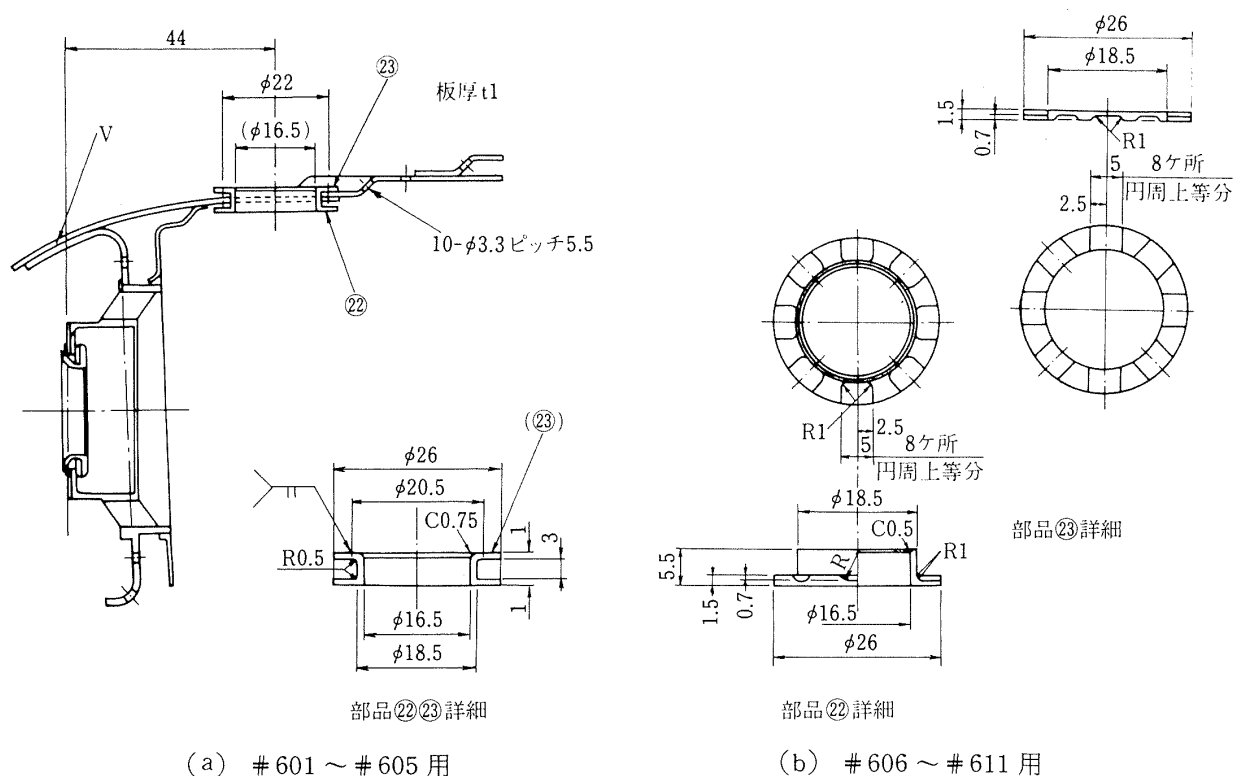


図 14 点火栓用カラー

することを重点項目のひとつにした。

ライナ冷却の基本的構造は図 13 の例示する膜冷却構造を基本とし、過熱の度合に応じて主としてそのスリット孔の寸法とピッチを変更した。

また、#606 以降は、図 14 (a) に示す点火栓カラーから、図 14 (b) に示す溝を摺動面に設けた「冷却型カラー」に変更した。

#608 と #609 は表 5 に示すように、燃焼室内面上流部に部分的にコーティングを施した。

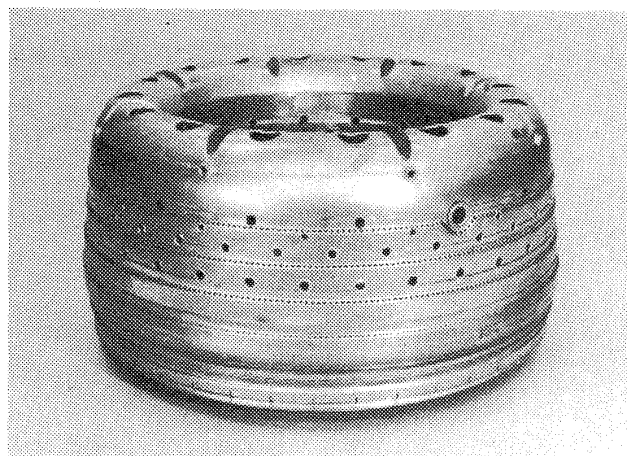
代表的ライナの外觀写真を図 15 ~ 18 に示す。

2.5 耐久性向上への試み

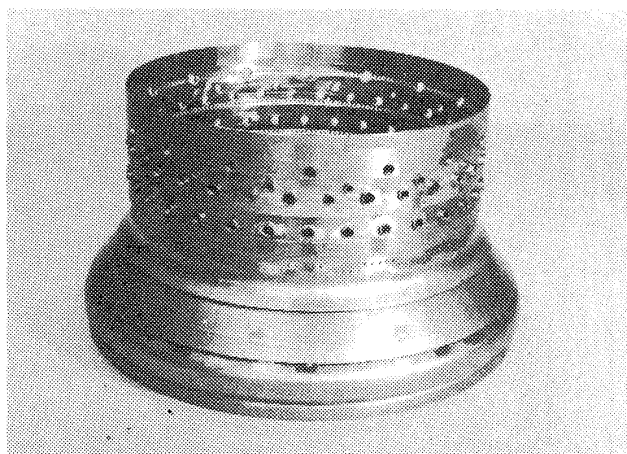
燃焼試験の結果、主として遮熱板と、外側ライナ第 1 段プレート部が最も過熱され易いことが判明した。そのため、次の二種類の対策を試み、熱電対をライナへ溶接することによって、その効果を確認しようとした。

- (1) 改良型遮熱板採用 (ライナ 63.00)
- (2) ライナ #601 での部分的コーティング

まず、ライナ 63.00 の図 19 に示す位置に、外径 1mm のシース熱電対を溶接した。ライナ 63.00 における熱電対取付の外觀を、図 20 に示す。

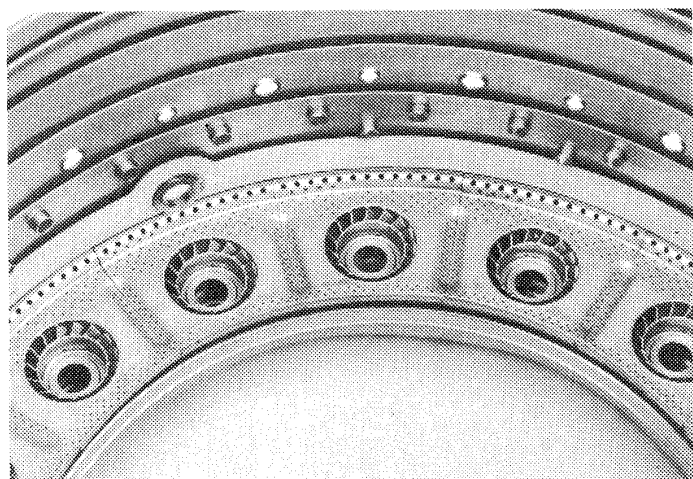


(a) 外側ライナ

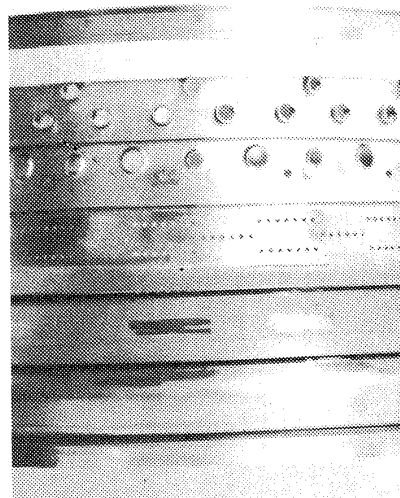


(b) 内側ライナ

図 15 #605 ライナの外觀

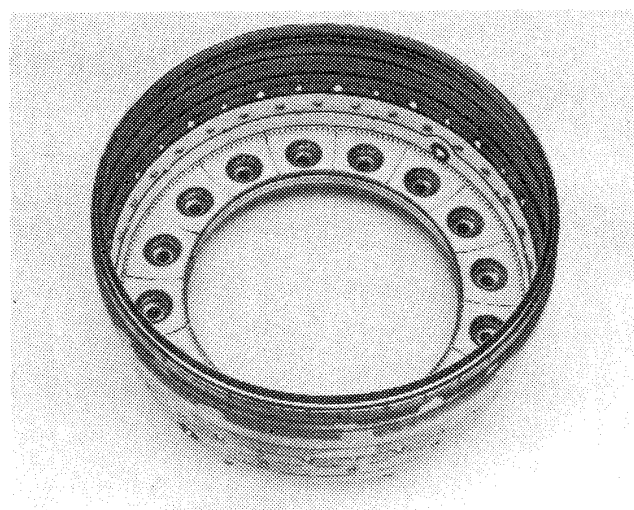


(a) 外側ライナ



(b) 内側ライナ

図 16 #608 ライナのコーティング部

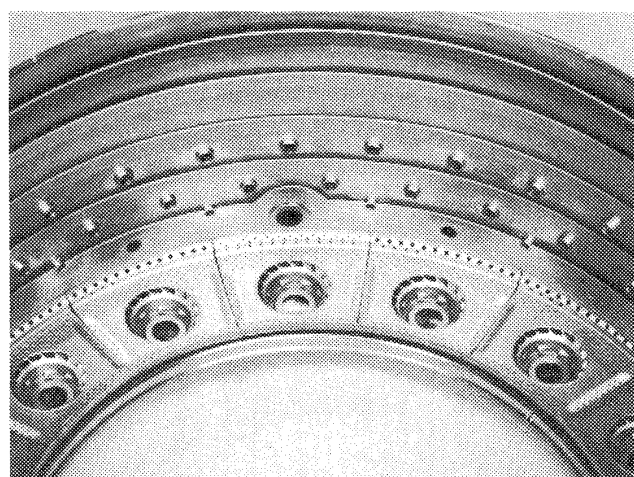


(a) 外側ライナ

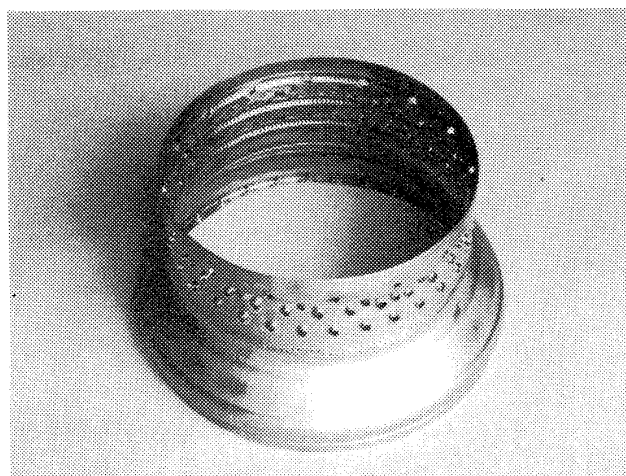


(b) 内側ライナ

図 17 #609 ライナの外観



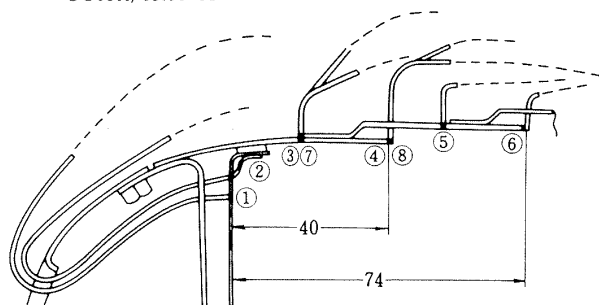
(a) 外側ライナ



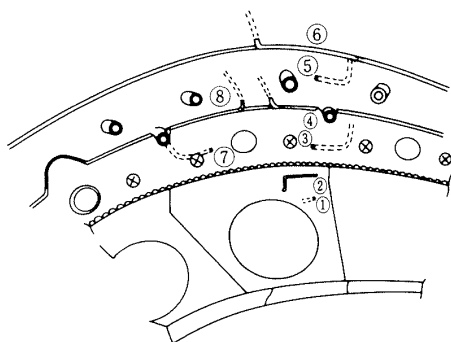
(b) 内側ライナ

図 18 #610 ライナの外観

CC63H/63.01-01
CC63H/63.00-01



(a) 熱電対取付位置軸方向断面



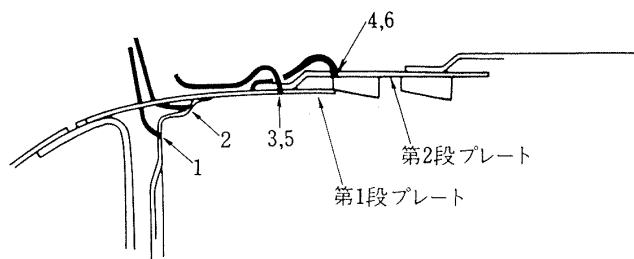
63.00 の熱電対取付位置概観図

図 19 ライナ 63.00 での熱電対取付位置

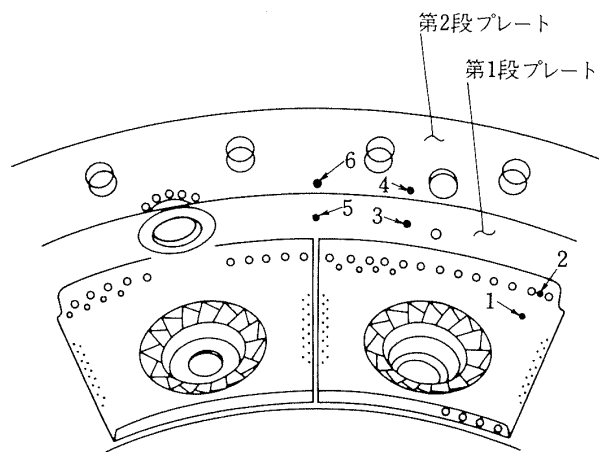


図 20 ライナ 63.01 の熱電対取付模様

次に、ライナ #601 についても図 21 に示すように、ライナ 63.00 と同様の箇所に、熱電対を溶接した。ただし、図 21 の熱電対④と⑥は、加工上の誤りから、図 19 の④や⑧、と同等の位置とはなかった。



(a) 熱電対取付軸方向位置



(b) 熱電対取付位置概観

図 21 #601 ライナへの熱電対取付

このライナ #601 の燃焼試験による壁温測定後、そのライナの外側ライナ第 1 段プレートに耐熱セラミックコーティングを行い(表 5)、燃焼試験を行った。

最後に、外側、および内側ライナの第 2 段プレートと遮熱板全面にまで追加コーティングを行い、同様の壁温測定試験を行った。

なお、コーティング表層材は、マグネシウムジルコネート (METCO 210) で、金属材とのボンディング材にニッケルアルミナイド (METCO 450) を用いている。これら二層の中間層は、これらの混合粉末 (METCO 421) である。上記各層の厚みは、それぞれ 0.33 ~ 0.51mm, 0.20 ~ 0.25mm, および 0.20 ~ 0.25mm と規定されている。

3. 試験とその結果

燃料噴射弁、スワラの特性を含め、各燃焼器の試験結果を記す。

3.1 燃料噴射弁特性

燃料噴射弁より燃料を噴霧したときの燃料分散の割合を知るために、水を使い図 22 に示す方法で調べた。すなわち、燃料噴射弁の 150mm 下方に内径 7.4mm の液滴捕集管を 12mm 間隔でならべ、各位置での捕集液量 G_i に、捕集管入口投影面積補正をほどこした G'_i の分布を求めた。

図 23 に、その結果を示す。同図たて軸は、全捕集液量に対する G'_i の百分率を示す。

図中、空気圧力は、シュラウド空気の圧力損失を示す。これは、エンジンのアイドル運転条件で 300 mmA_q、定格運転時は 1500 mmA_q 程度と推算できる。(後述付録 B による推算)

図 23 では、特にプライマリの場合シュラウド空気圧力が高いと顕著な噴霧のしほみを示している。本実験は、水によるものであるが、実機の場合では、燃料の比重が少なく、空気密度が高くなるため、噴霧角のしほみはより著しくなると考えられる。

次に、液浸法によって局所噴霧粒径を測定した結果を示す。液滴受止法は、図 24 のようにして行った。すなわちスリット巾を 3mm × 5mm とした受取め器に 1000 cSt のシリコンオイルを深さ 3mm 入れ、噴射弁の直下より半径方向に 12mm ずつの間隔で液滴捕集を行なった。

液滴採取後、ただちに写真撮影し、12 倍に拡大して粒子の大きさと数を測定しサウタ平均粒径 (SMD) を算出した。粒数等実測値を、表 6 に示す。それらの結果を、図 25 ~ 26 に示す。図 25 は、シュラウド空気圧を一定とし、アイドル運転近傍の吐出圧条件と定格運転時に近い吐出圧条件での、2 本の噴射弁による結果を示したものである。燃圧が上

るほど最大粒径は小さく、外径側へピークが移っている。

図 26 は、アイドル条件近傍でのシュラウド空気の効果をみたもので、600 mmA_q のシュラウド空気圧の付加を行うと、シュラウド空気なしで 220 ~ 260 μm であった最大粒径が 150 μm 程度に微細化できることを示す。図 23 によると、吐出流量分布もこの付近にあるので、噴霧全体の粒径特性として大きな差異となる。

次に、今回の要素試験で使用した燃料噴射弁のすべてについて、プライマリの噴霧角と粒径特性について調べた結果を、図 27 に示す。

噴霧角は、ボックスカメラのスライドガラスに写した噴霧円錐の頂角を分度器で測定した。

噴霧粒径は、市販の粒子アナライザ (Malvern 社、モデル 2200) を用いて測定した。測定位置は、噴射弁より 70mm の噴霧中心をよぎる位置である。

図 27 によると、噴霧角は各噴射弁で ΔP_f の十分に高い場合でも $\pm 4^\circ$ 程度のばらつき巾があることがわかる。また、粒径に関しては、 $\pm 40\%$ ものばらつき巾があることがわかる。

3.2 スワアラ

ライナ #601 および #605 などに採用したスワアラのプロパンによる予混合ガス保炎試験の火炎状況を図 28 に示す。

両スワアラとも、火炎のひろがり角度については、大差ないが、 $\phi 46$ スワアラの方が強い旋回力をもつ流れで、短い火炎となっている。

各スワアラ単独での全圧損失係数を図 29 と 30 に、それぞれ開口面積、スワール数に対する値として示した。両図の記号は共通である。

これらの図中には参考のため、ほとんど同外径寸法の軸流スワアラの測定値も示してある。

図 29、30 のたて軸スケールである全圧損失係数で用いた ΔP は、スワアラ前後の全圧差、 U_s は、スワアラ開口部 (面積 A_s) を通る空気の平均風速である。

図 30 では、(1) 式で定義されたスワール数を比較している。

#601 で採用した $\phi 48$ スワアラは、開口面積が大

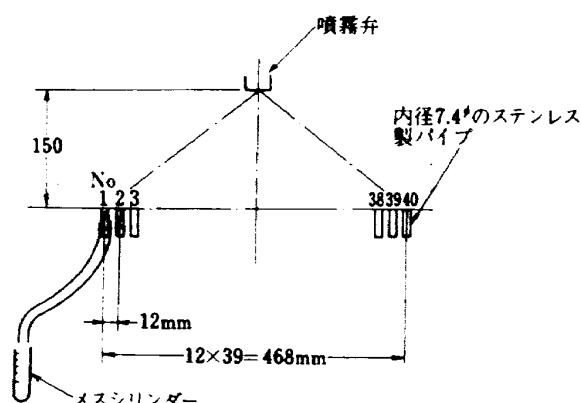


図 22 燃料噴霧分散測定法

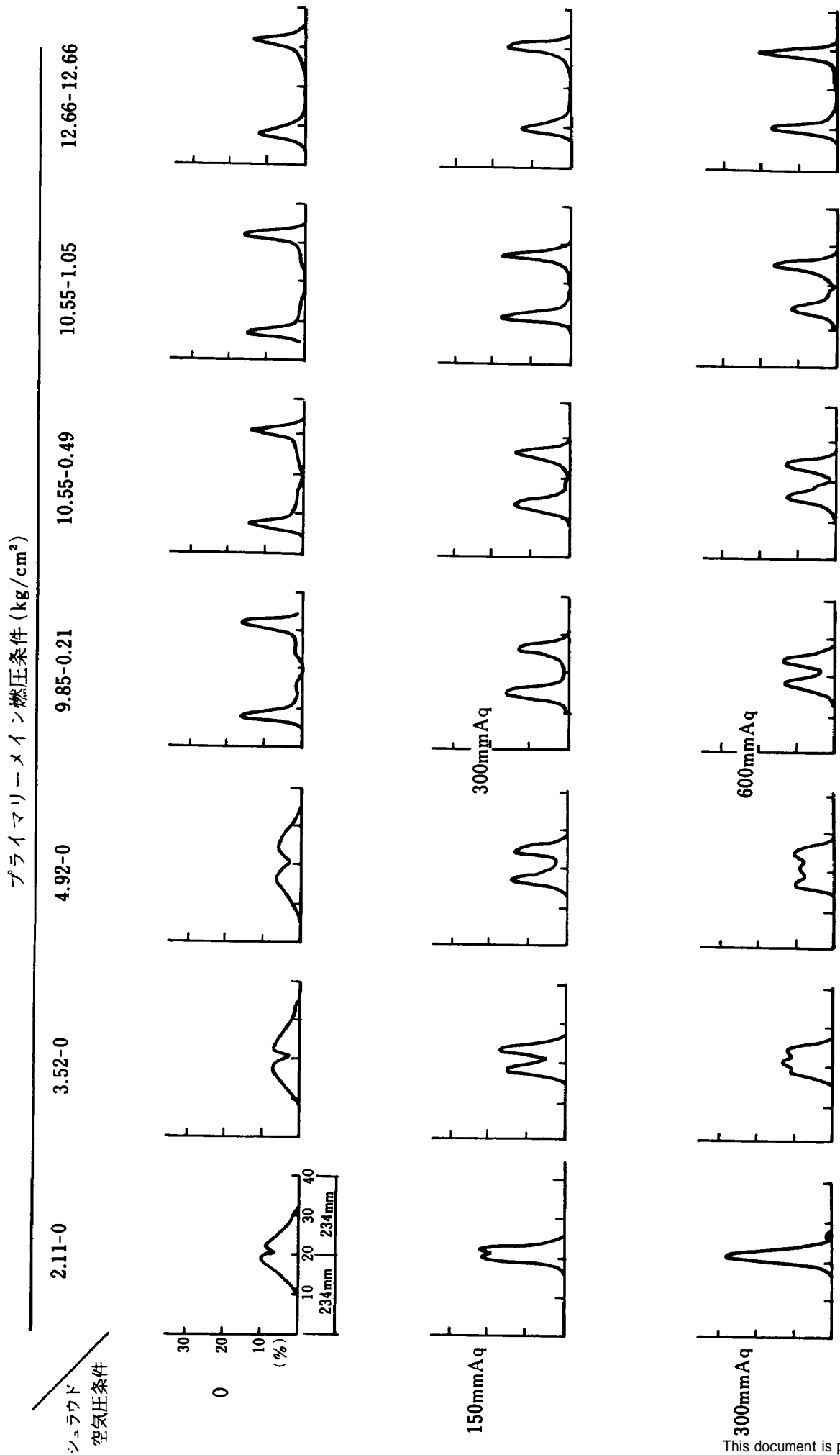


図 23 燃料噴霧の半径方向分散 (FJR 710/600 噴射弁 ロット No. 36)

表 6 供試噴射弁粒径測定結果 (試料: 水)

噴射弁 番 号	条 件		測 定 位 置															
	プライマリ kg/cm ²	メイン シュラウド 空気圧 mmA g	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
36	10.55	0.21	42	42	42	42	54	—	57	66	74	90	167	125	208	252	272	201
	↑	↑	44	49	79	89	81	117	186	231	178	167	130	127	131			
	↑	↑	(83)	(117)	(150)	(183)	(167)	(250)	(350)	(375)	(292)	(250)	(208)	(208)		(400)	(458)	(317)
	↑	↑	58	114	127	158	162	142	124	163	126							
	↑	↑	(175)	(292)	(250)	(292)	(416)	(333)	(250)	(292)	(250)							
	↑	0.49	42	42	47	109	143	121	159	197	207	217	159	128				
29	10.55	0.21	83	73	84	88	78	63	98	103	178	128	134	137	144	172	150	
	↑	↑	(167)	(167)	(125)	(125)	(167)	(167)	(167)	(250)	(250)	(250)	(250)	(333)	(250)	(250)	(208)	
	↑	300	50	43	42	43	54	55	77	84	117	151	224	208	177	188		
	↑	600	(58)	(83)	(83)	(83)	(108)	(108)	(125)	(208)	(250)	(250)	(417)	(333)	(292)	(292)		
	↑	0.49	73	56	103	111	146	243	217	175	150							
	↑	↑	(125)	(167)	(192)	(200)	(267)	(542)	(500)	(333)	(292)							
29	10.55	0.21	75	82	143	174	122	147	154	130								
	↑	↑	(167)	(208)	(283)	(333)	(250)	(250)	(292)	(192)								
	↑	300	55	64	80	87	82	131	230	184	213	181	157	138				
	↑	600	(100)	(100)	(150)	(167)	(208)	(333)	(500)	(333)	(416)	(292)	(250)	(167)				
	↑	0.49	—	52	60	73	58	—	63	62	91	105	126	134	154	138	107	137
	↑	12.66	(125)	(125)	(108)	(183)	(125)	(125)	(225)	(167)	(200)	(250)	(250)	(292)	(250)	(250)	(250)	(250)

□ 内は流量 4% 以上

値は SMD 値 ; () 内は最大粒径

— はデータなし

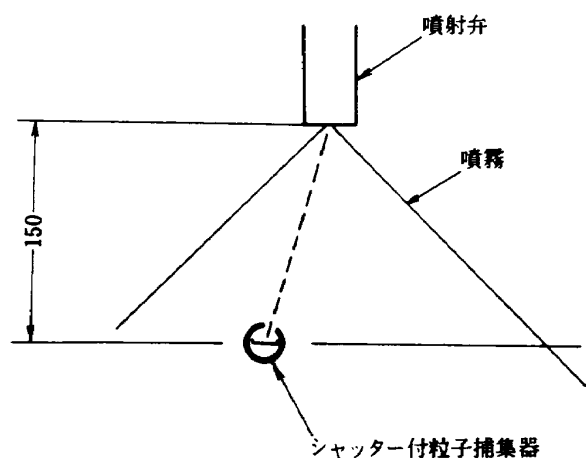
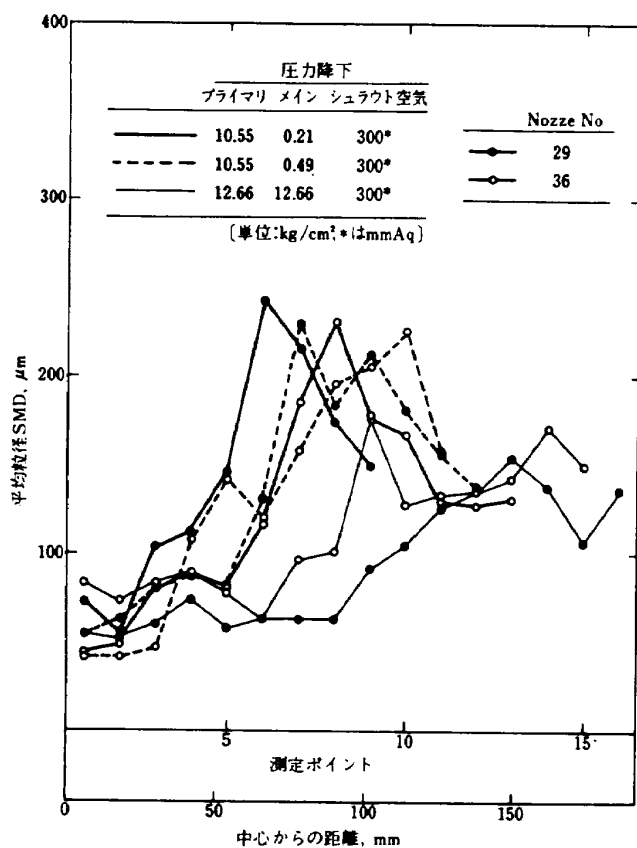
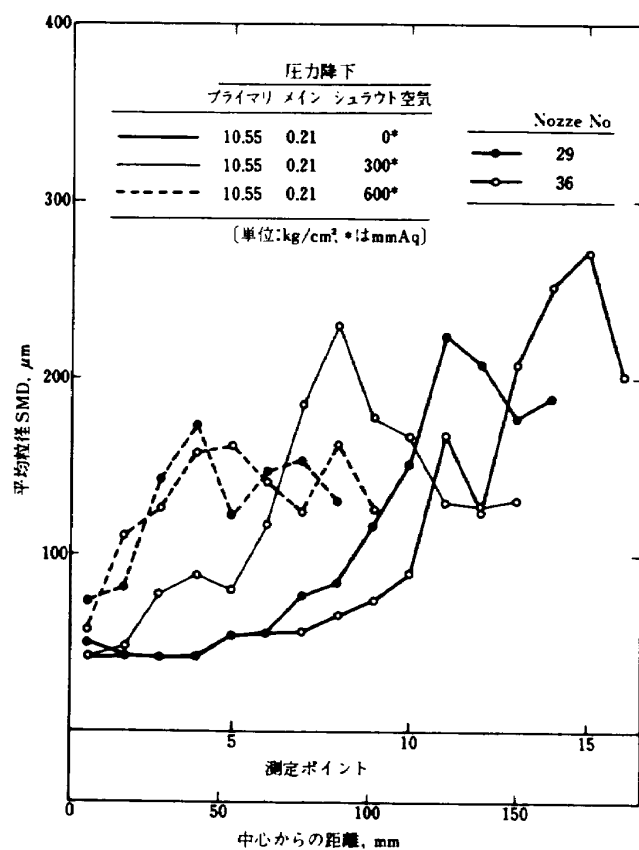
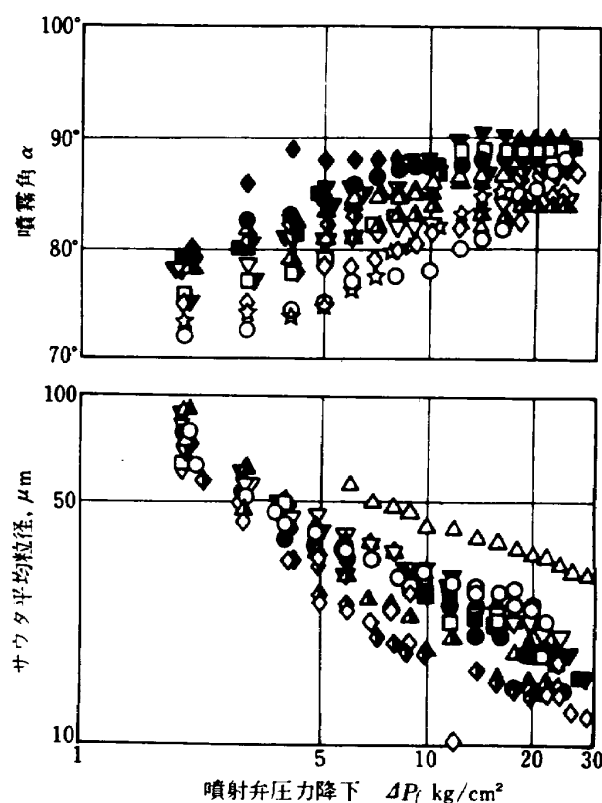


図 24 噴霧液滴捕集法

図 25 シュラウト空気圧一定の場合の
局所噴霧粒径図 26 燃料噴射条件一定の場合、シュラウト
空気が局所噴霧粒径へ及ぼす影響図 27 要素試験用噴射弁(プライマリ)特性,
(同一記号は同一噴射弁)

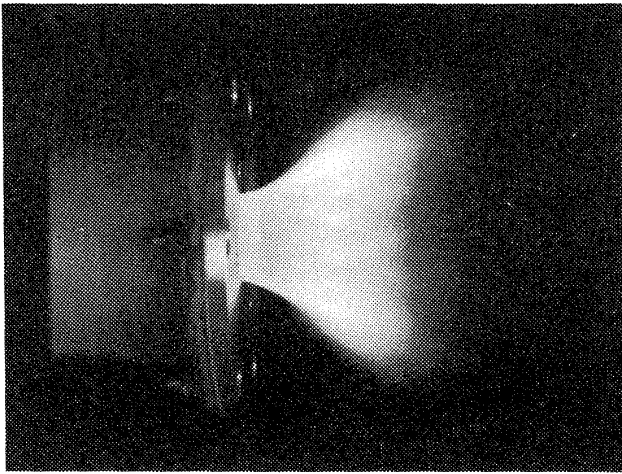
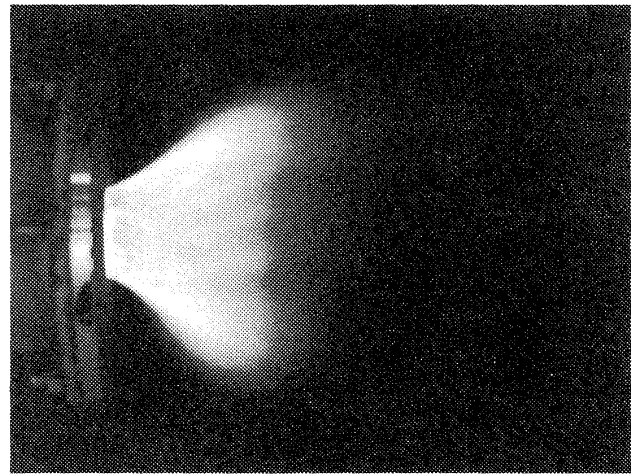
(a) φ46 スワローラ ($\phi_c = 1.2$)(b) φ48 スワローラ ($\phi_c = 1.2$)

図 28 予混合プロパンによる保炎状況

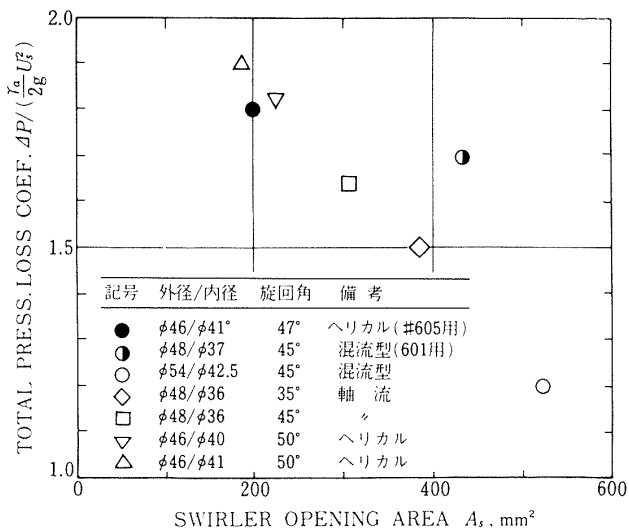


図 29 スワローラの開口面積と全圧損失係数

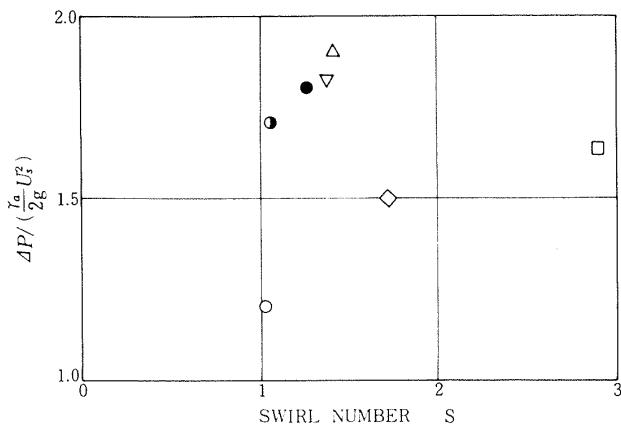


図 30 使用スワローラのスワール数と全圧損失係数 (図 29 と同一記号は同一スワローラ)

きい割には、全圧損失係数が高い。これは、平板植込羽根であるため、流れの剥離が生じているためと思われる。

3.3 燃焼器入口風速分布

実機エンジンの燃焼器入口では、半径方向外径側に高い全圧分布が計測された。これは、燃焼器へ流入する空気流量配分に多大の影響を及ぼすので、燃焼器の要素試験でも、ケーシングにピンを植え、できるだけそれに合わせた全圧分布を模擬することにした。

図 8 に示したピンを取付けたとき、図 31 に示す入口デフューザ出口位置で風速分布を測定すると、図 32 のようになる。これはセクタ模型 CC60S による結果である。なお、この風速分布は、マッハ数にて表現すると、入口温度、圧力、流量に依存しない分布形となる。

実機エンジンの 008 号機での実測値 (DFJR861 のデータ) は、設計点相当風速で、図 33、あるいは図 34 のように、マッハ数にして ±4% にわたる分布をもっている。要素試験でもこれに合わせて最終的に直径 7mm、高さ 12mm のピンを採用したケーシング CC63H を用いることにした。

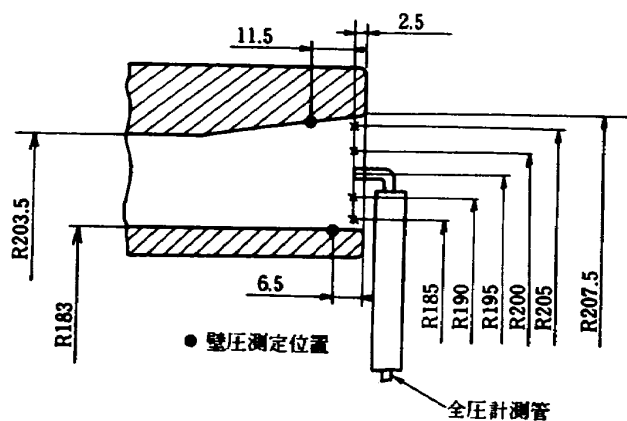


図 31 燃焼器入口デフューザの出口位置での圧力計測

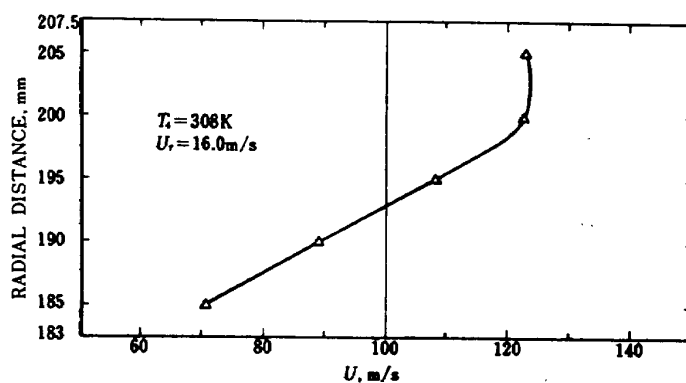


図 32 入口デフューザ出口での風速分布例 (ピン: φ7H10)

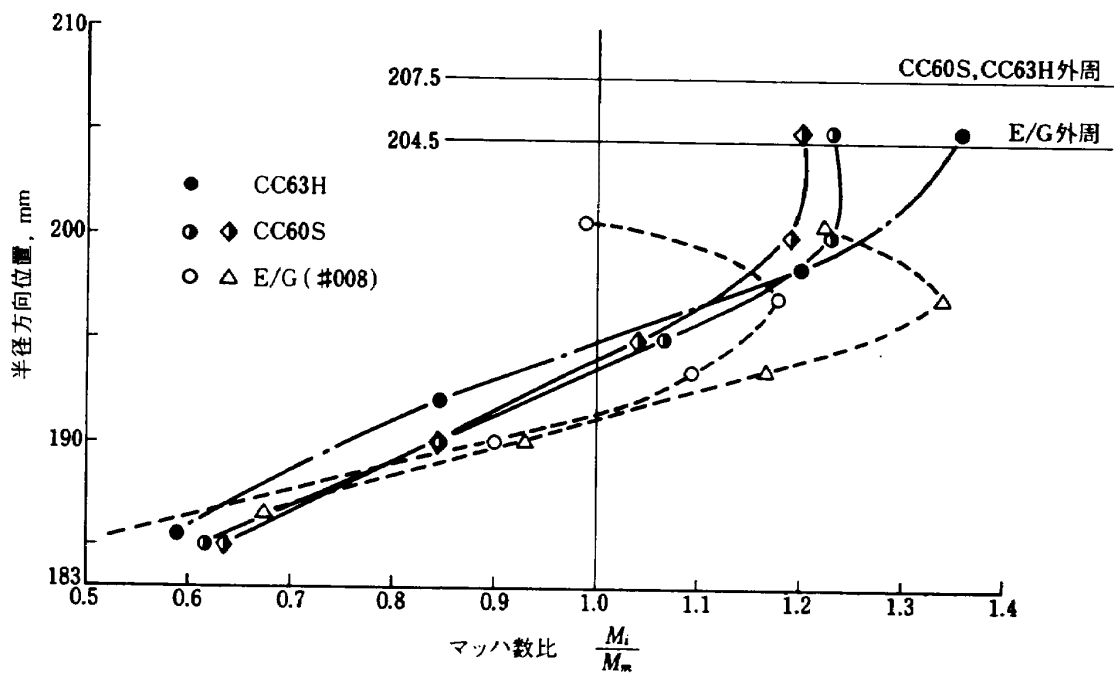


図 33 実機デフューザ入口風速分布と「ピン」による修正模型入口風速分布 (M_m : 平均マッハ数)

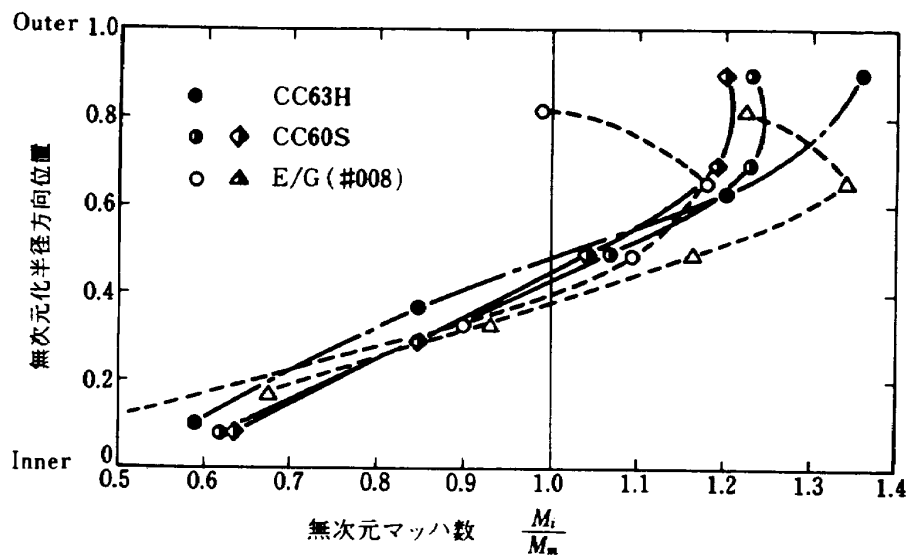


図 34 実機と要素模型のデフューザ入口風速分布比較

不均一率 δ_t を、図 37 に示す。図中の破線は、実測値の傾向を示す。温度上昇 550K 以下の点は、噴射弁のプライマリ・メインの吐出割合の違い等の理由で、火炎の様相が異なるので余りまとまった値を示していない。しかしこの領域は、 T_5 の絶対値が低いので実用上は余り問題とならない。

設計点温度上昇値 796K にて、 δ_t は 0.27 を示している。この値は、目標値の 0.2¹⁰⁾ より大きいが、他の文献¹²⁾ に示したようにタービン翼根や翼端での低温化の要求プロファイルを勘案すると、0.2 に押えることはかなり困難である。

ライナの後部コンタを変更したライナ 63.00 の

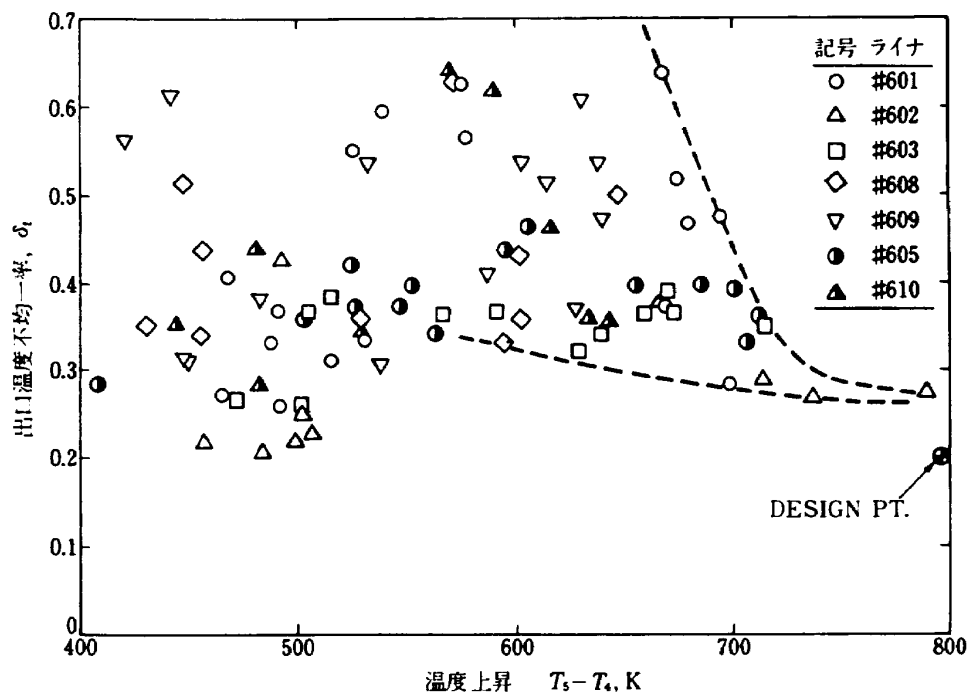


図 37 600 シリーズライナの出口温度不均一率

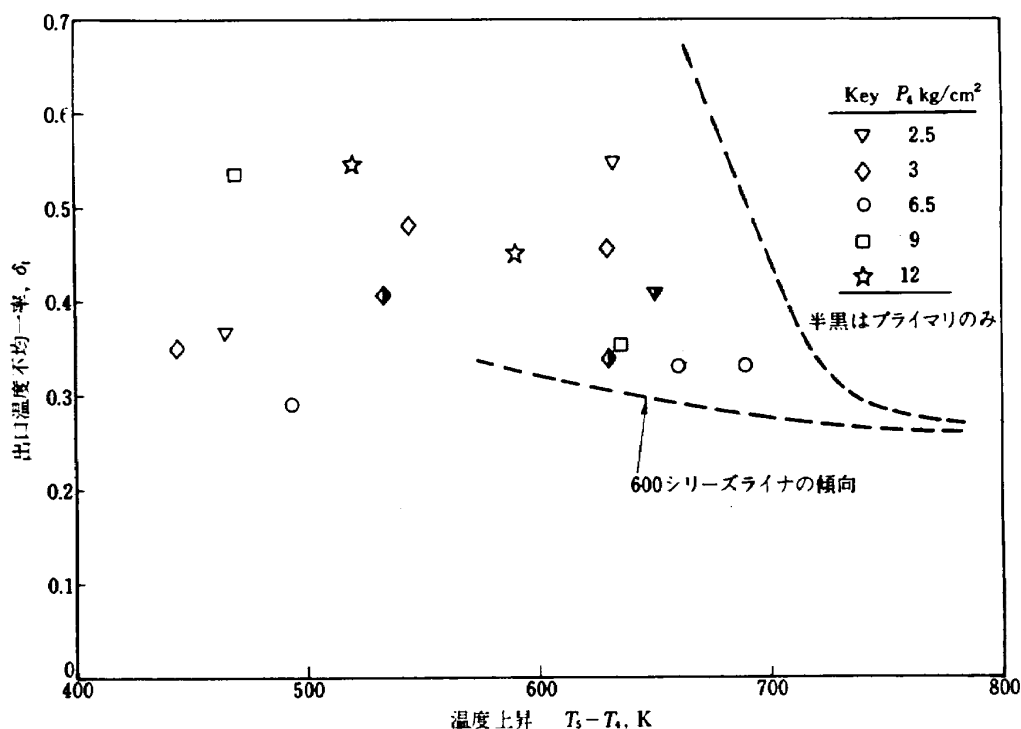


図 38 ライナ 63.00 の出口温度不均一率

δ_i は、図 38 のようで、これにより特に出口温度分布が良好となった形跡はみられない。

燃焼効率および未燃焼成分排出 出口温度計により燃焼ガス温度を測定して得る燃焼効率 η_b は、

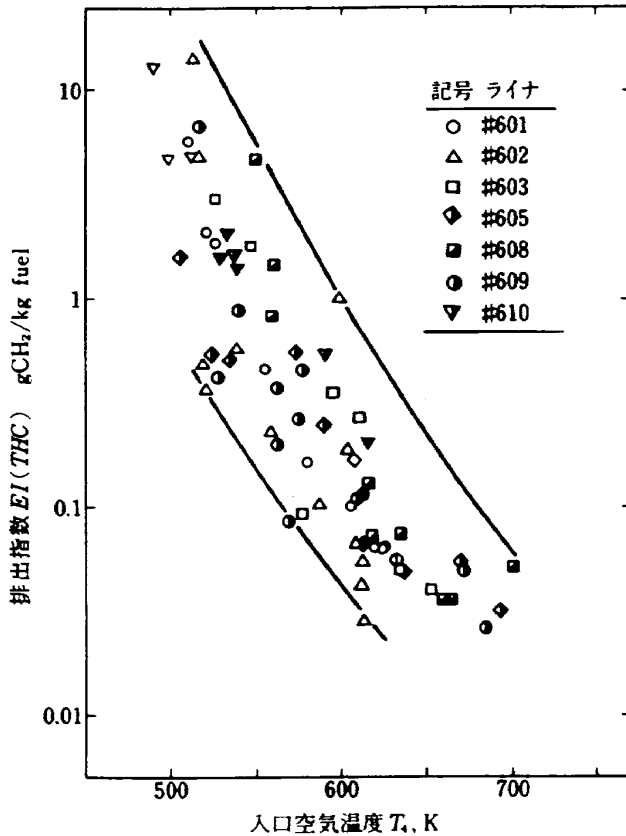


図 39 THC 排出特性比較

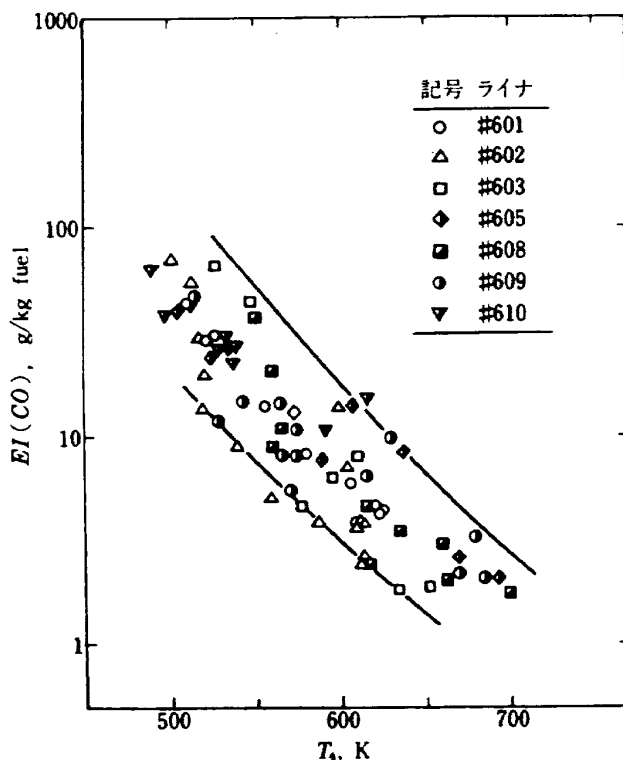


図 40 CO 排出特性比較

燃焼器出口における燃焼ガスエンタルピーの半径方向、および円周方向分布が著しいため、各ライナ相互の優劣を比較するのに十分な精度を持っていない。

一方、燃焼器より排出するガスを採取し、分析することによって算出させる燃焼効率 η_c は、ここで報告する燃焼器の場合、ほとんど 99.5% 以上であってサンプリングの相対位置に対する誤差を考慮すると、余りライナの優劣を議論する意味がない。むしろ、その残りの不完全燃焼成分である CO (一酸化炭素) や THC (全炭化水素) は、大気汚染物質としてその量が問題となる。そこで以下にそれらの採取結果を示す。

未燃焼成分の排出 図 39 と 40 に主なライナの THC, および CO の排出指数を、比較する。

各ライナの排出特性は、バラツキが大きい、どちらかと言えば、#601 系、特にライナ #602 など

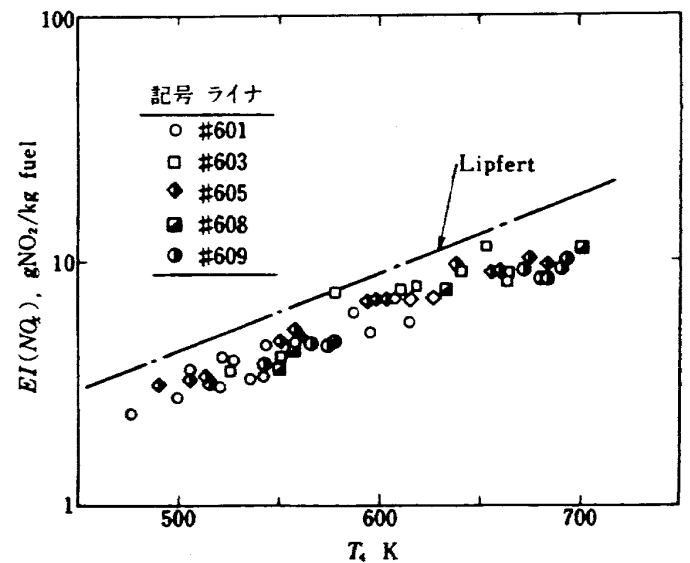


図 41 窒素酸化物 NO_x の排出比較

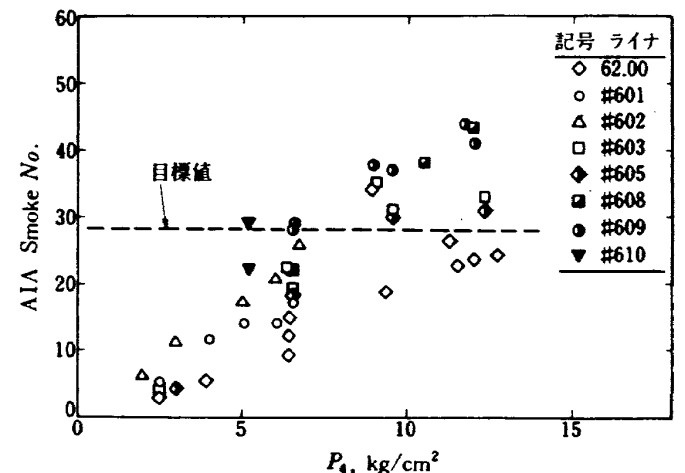


図 42 要素試験における排煙特性

が、#605 系の #605 や #610 よりすぐれている結果となっている。

窒素酸化物の排出 代表的な各ライナの窒素酸化物の排出指数を、図 41 に示す。同図中の実験点は、供給空気中の湿度に対して、補正してある。

排煙特性 排煙低減化を目指して改良をはかった要素試験用ライナ 62.00 と、実機用ライナ #603、および #605 の排煙特性を、図 42 に比較する。

参考のために、エンジン搭載試験での排煙測定結果を、図 43 に示す。#605 では目標値にごく近く、不視認濃度となっている。

3.5 エミッション低減と耐久性向上への試み

環状燃焼器の排出特性を改善し、また耐久性を向上させるために、次の要素試験を実施し、効果をみた。

- 1) プライマリアイドル
- 2) 改良型隔壁板
- 3) コーティング

3.5.1 プライマリアイドル

アイドル運転条件時の未燃焼排出成分低減を目的として、アイドル条件時にプライマリ燃料のみを噴射し（プライマリアイドルという）燃料噴霧の改善をはかった。

燃料の供給がプライマリのみであるとき、その燃料噴射圧力 ΔP_{fp} によって THC、および CO の排出は、図 44 のように変化する。すなわち、#609 ライナの場合、 ΔP_{fp} が 2 倍になると、未燃焼排出成分の THC や CO は、ほぼ 1/10 に減少する。#605 で

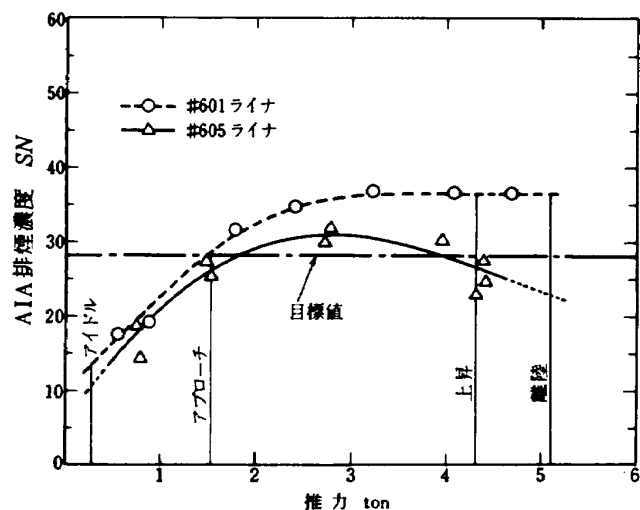


図 43 エンジン搭載試験での排煙傾向

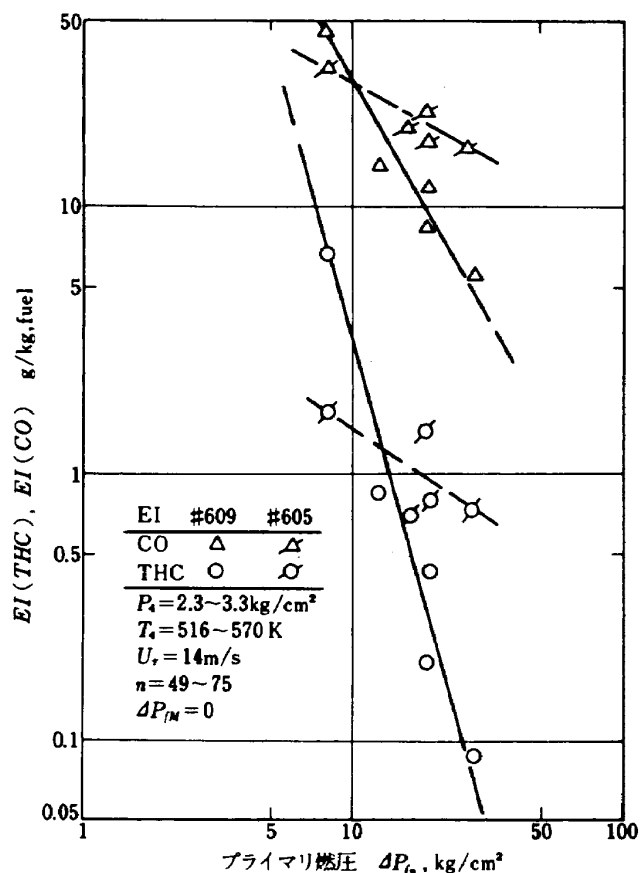


図 44 プライマリ燃料のみ供給したときの未燃焼成分排出

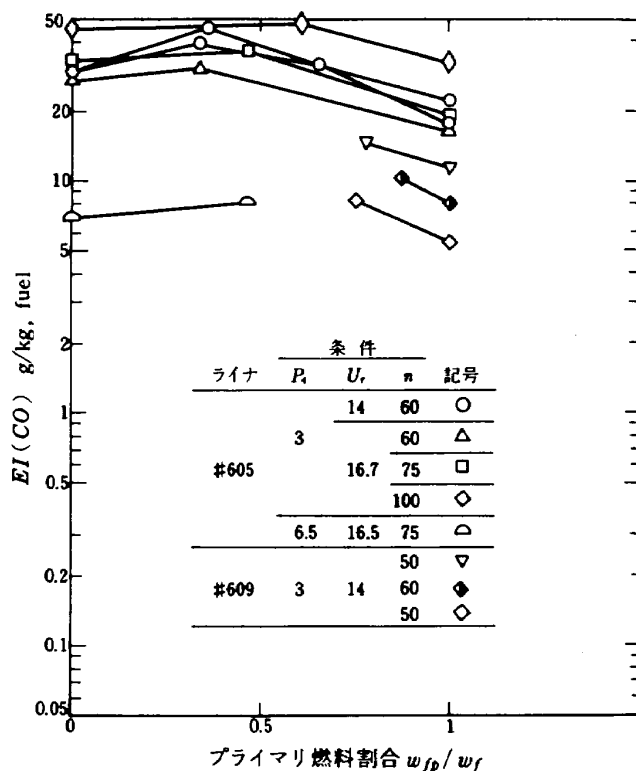


図 45 プライマリ燃料比率に対する CO の排出指数

は、それほどではないが、やはり 40 % 程度の減少を示す。

次に、プライマリ燃料の全供給燃料に対する割合 w_{fp}/w_f を変えた場合、その CO、および THC の排出傾向は、図 45、および 46 のようになる。

これらの図によると、プライマリとメイン燃料が同時に吐出している条件が最も未燃焼成分排出が多い。これは、この条件が最もメイン燃料の燃料吐出圧力が低いため、燃料微粒化特性が劣悪となるためである。なお、図中で記号◇と▽は P_4 、 U_r 、および n が同一条件であるが T_4 は 40 K ほど◇の場合が▽の場合より高い条件である。各実験点での供試条件、計測値などは巻末付録 C に示す。

3.5.2 改良型遮熱板

ライナ 63.01 の隔壁板、およびその近傍の壁温測定結果は以下のようなものである。図 47～49 に入入口空気温度に対する壁温上昇、 $\Delta T_w = T_w - T_4$ を示す。以降、壁温とはこの ΔT_w を示す。

熱電対③、⑦、および⑤の位置は、ライナの強度を要する箇所のため、750 K 以下で使用したい。（付録 A；材料強度データ参照）図 47～49 のデータでは、それを満足している。

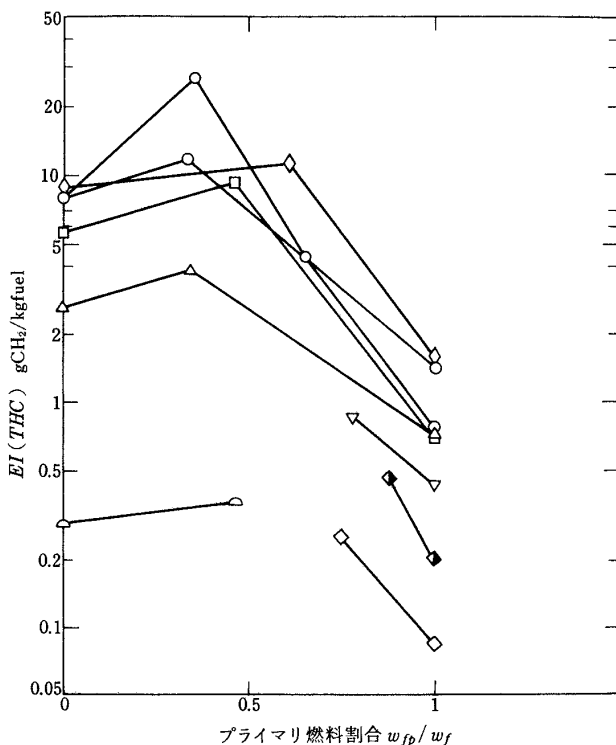


図 46 プライマリ燃料比率に対する THC の排出指数（記号は図 45 と同じ）

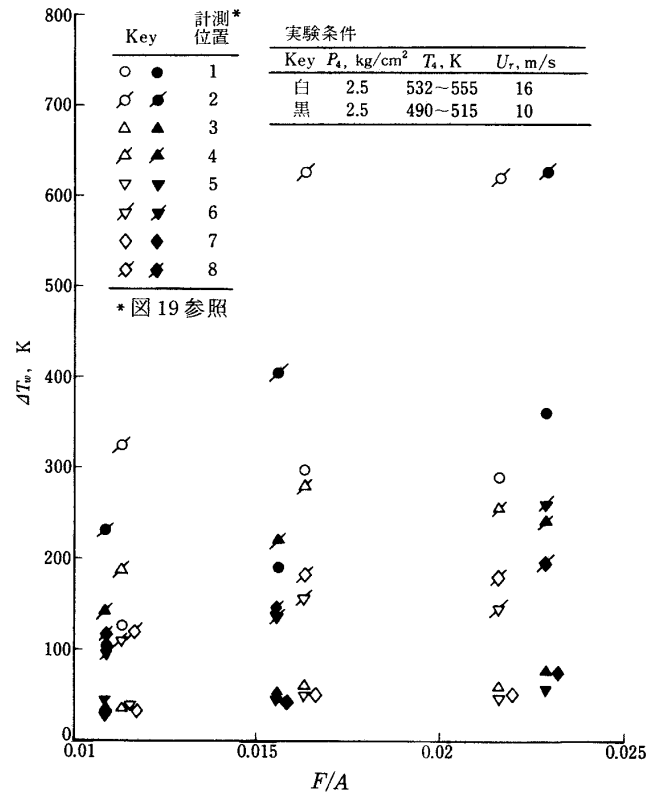


図 47 ライナ 63.01 の壁温 ($P_4 = 2.5 \text{ kg/cm}^2$)

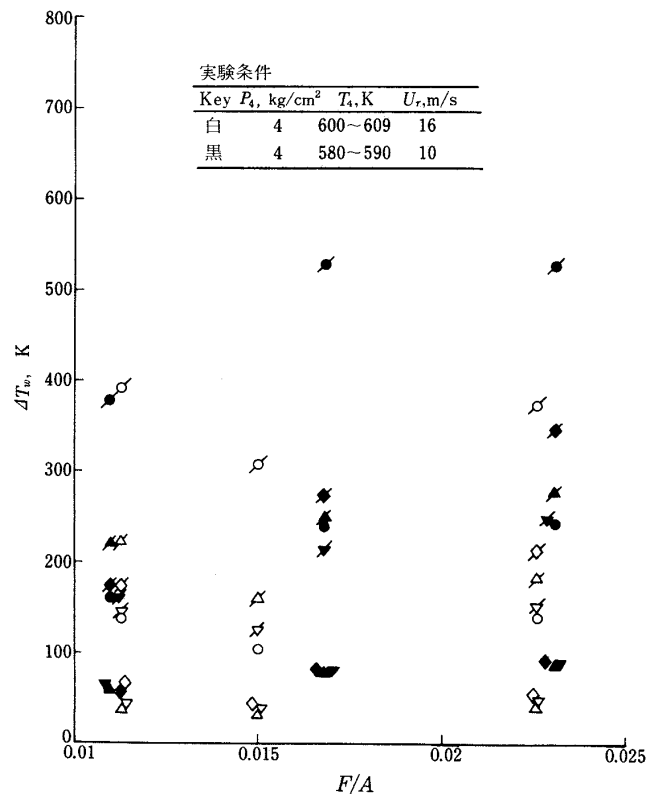


図 48 ライナ 63.01 の壁温 ($P_4 = 4 \text{ kg/cm}^2$; 記号は図 47 と同じ)

それ以外の箇所は非強度部材の箇所なので、1100 K程度までは許容できる。

図 47～49 に示す壁温に対して顕著なことは、

- (i) 燃空比 F/A 、入口全圧 P_4 、代表断面風速 U_r などは決定的な影響因子、あるいは強度の影響因子ではない、
- (ii) F/A が大きくなると、一般的に ΔT_w はわずかながら増大する、
- (iii) F/A の大きい場合、 U_r の違いによる壁温の差が比較的少ない、
- (iv) 熱電対②の温度は最も高く、かつ F/A 、 P_4 、 T_4 、 U_r などの条件で著しく異なる。この温度は、その付近の火炎状態に強い影響をうけている。

などである。

次に、同じデータを入力空気温度 T_4 に対する無次元化温度 $\Delta T_w / \Delta T$ として表わしてみると、図 50 のようになる。設計点 ($T_4 = 727\text{K}$) では $\Delta T_w / \Delta T = 0.56$ であるから②と④以外は、十分低い温度である。

図 51 には、ライナ 63.01 と #601 (コーティングなし) の燃焼室一次燃焼領域軸方向の温度分布を

示す。

図 19 と 20 に示すように、ライナ 63.00 の熱電対取付位置①と #601 の①は、同等の熱電対取付法、

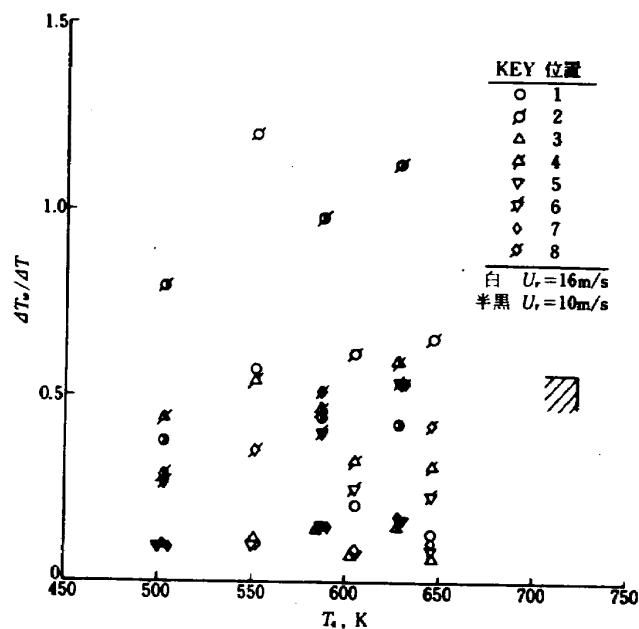


図 50 ライナ 63.01 の壁温 ($A/F = 60$)

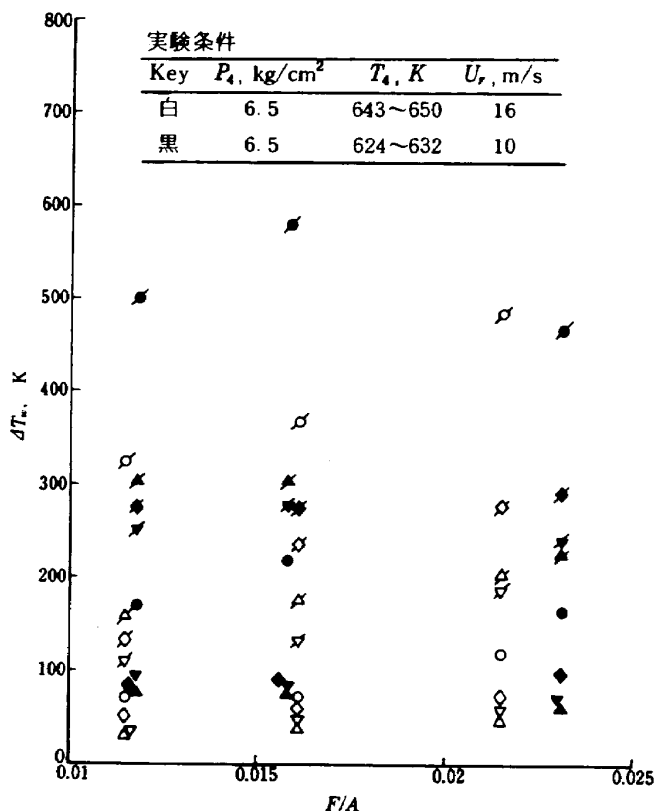


図 49 ライナ 63.01 の壁温 ($P_4 = 6.5\text{kg/cm}^2$)

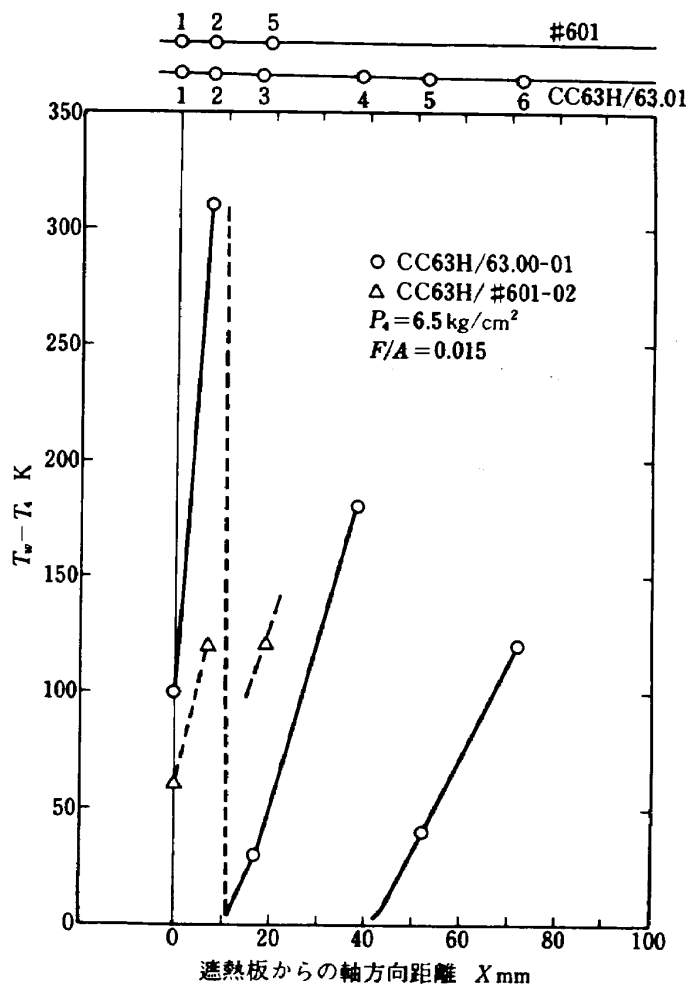


図 51 63.01 ライナと #601 の壁温比較

および位置で遮熱板温度を測定している。図 51 の結果で 63.01 の熱電対①や②の指示温度が、#601 の場合より高いのは、遮熱板端面より燃焼室内に噴出する遮熱板上流側インピンジング冷却のスペントフローの流出方向が異っているためである。

ライナ 63.01 では、冷却空気膜が外側ライナ面に沿っているため、スワラ循環流外側の火炎が遮熱板面近くまで、存在すると判断される。

ライナ 63.01 の遮熱板下流側ライナの③と #601 の相当位置⑤の比較では、前者がよく冷却されている。前述のスペントフローの影響である。この部分はライナの剛性を保つ上重要な強度部材なので少しでも低いことが望ましい。これで、63.00 に採用した遮熱板のこの部分に対する効果が期待通りであることが確かめられた。

図 19 に示す熱電対④や⑧のとりつけてある第 1 段プレート後端フィルム冷却リップ部は、実機エンジン試験で最も過熱される箇所のひとつである。この部分の P_4 に対する温度変化を、図 52 に示す。比較的軽負荷である P_4 が小さい領域では、④が高温であるが、高負荷となるに従って⑧の温度と漸近してきて、かなり類似の温度レベルとなる。

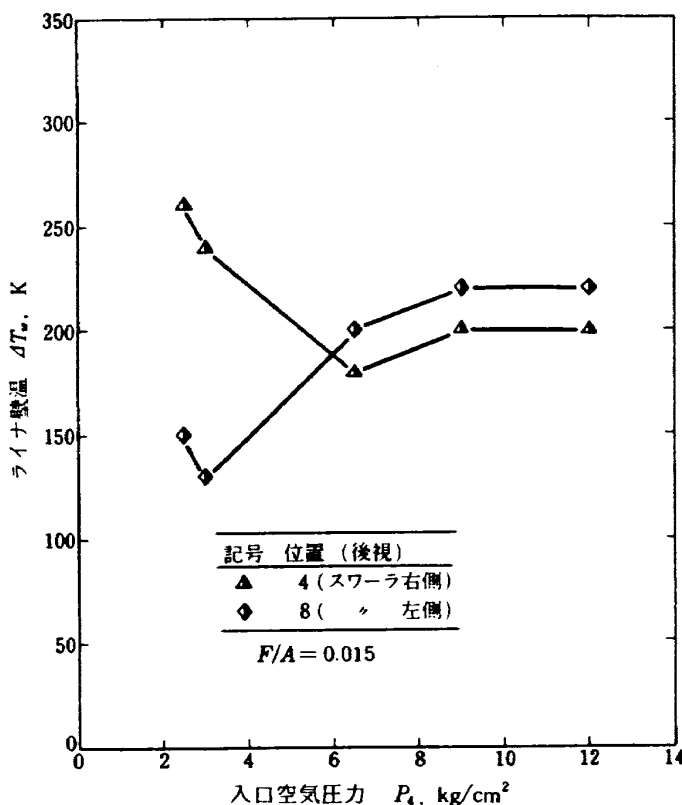


図 52 第一段プレート後端部壁温の変化

これは、 P_4 が小さい場合、スワラ旋回の影響により火炎が広がって、比較的④の付近に火炎が存在するためと解釈される。 $P_4 > 6 \text{ kg/cm}^2$ で④と⑧が同程度の温度レベルになるのは、火炎の広がりが少なくなるか、もしくは、火炎の高温部がこれらの部分より後流側へ移動するためと考えられる。

図 19 に示す熱電対⑥の指示する温度を、従来公表されているいくつかの膜冷却計算法の結果と比較してみると、図 53 のようである。各計算法の概略は巻末付録 D に示す。NREC (Nothorn Research and Engineering Corporation) によるものが最も高い値を与え、他の計算法による値の約 2 倍の値となっている。

63.01 ライナの点⑥の実測値は、それらの中間的値である。

更に、点⑤と⑥の壁温を、各研究者による実験式によって推算した値と比較してみると、図 54 のようである。

また同じ計算法によって、FJR710/600 エンジンの作動条件に対して壁温の推定計算をしてみると、図 55 のようになる。NREC の計算も、場所や条件によっては、他の計算法と同等の値となることがわ

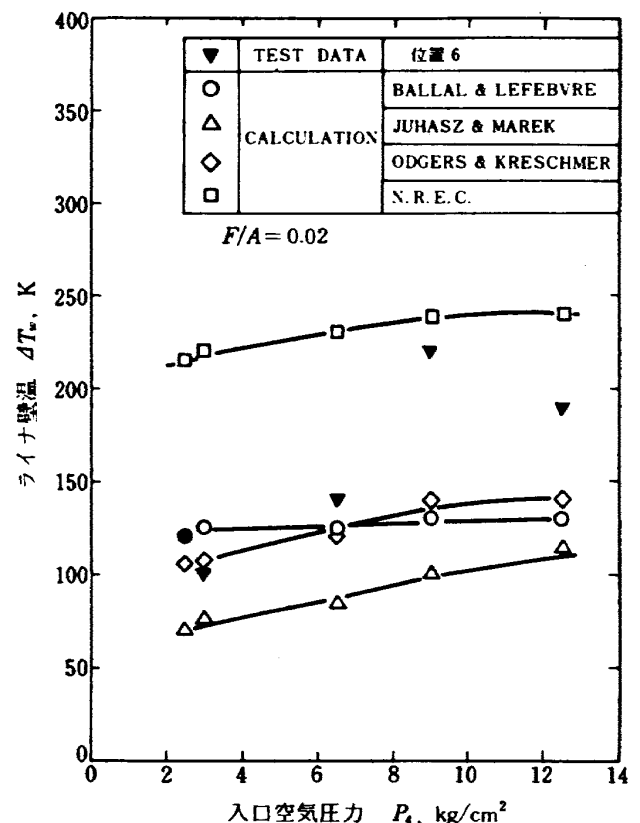


図 53 実験データと計算例との壁温比較

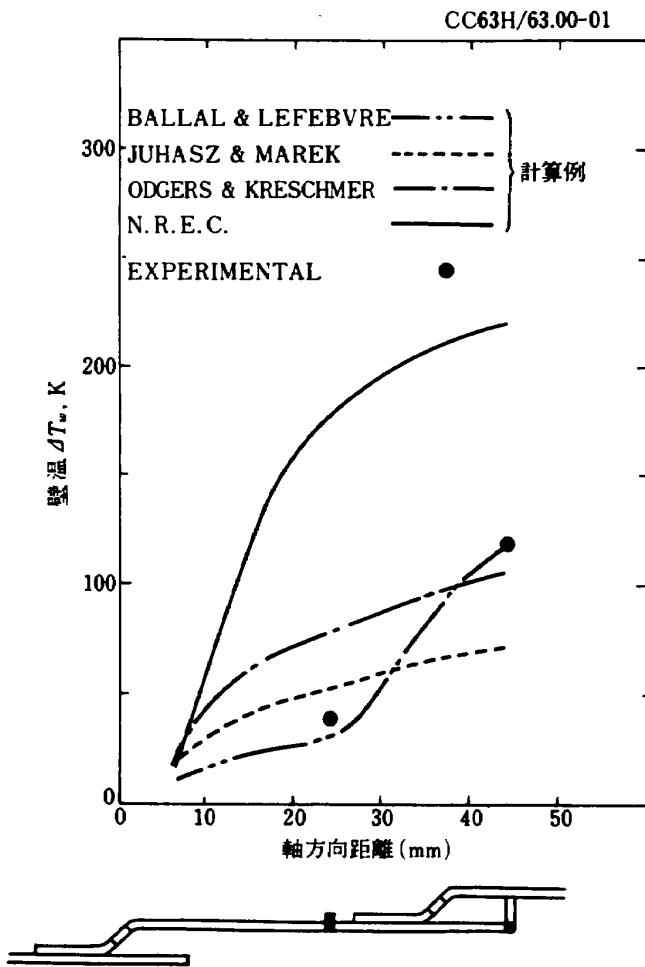


図 54 フィルム構造と温度（下の冷却構造図は，上のグラフ位置と対応）

かる。

3.5.3 コーティングの影響

ライナ #601 のコーティング無しの壁温と，コーティングをほどこした場合の壁温とを，図 56 と 57 に示す。

これらの図からは，コーティングの有無による差は明確でない。壁温に影響する他の因子，たとえば火炎形状，などの影響が大きいため，このような結果となっている。

次に火炎温度，燃焼状況に影響の大きい入口空気温度 T_4 と横軸にとり，無次元化壁温 $\Delta T_w / \Delta T$ を比較すると，図 58 のようである。これでもコーティングの有無による壁温の相違はやはり顕著ではない。しかし各測定点の温度は， T_4 が高くなるに従って $\Delta T_w / \Delta T = 0.15$ へ近づいてゆく傾向がみられる。なお設計点の $\Delta T_w / \Delta T$ は 0.56 なので，高負荷ではコーティングの有無にかかわらず十分安全な壁温となることが予想される。

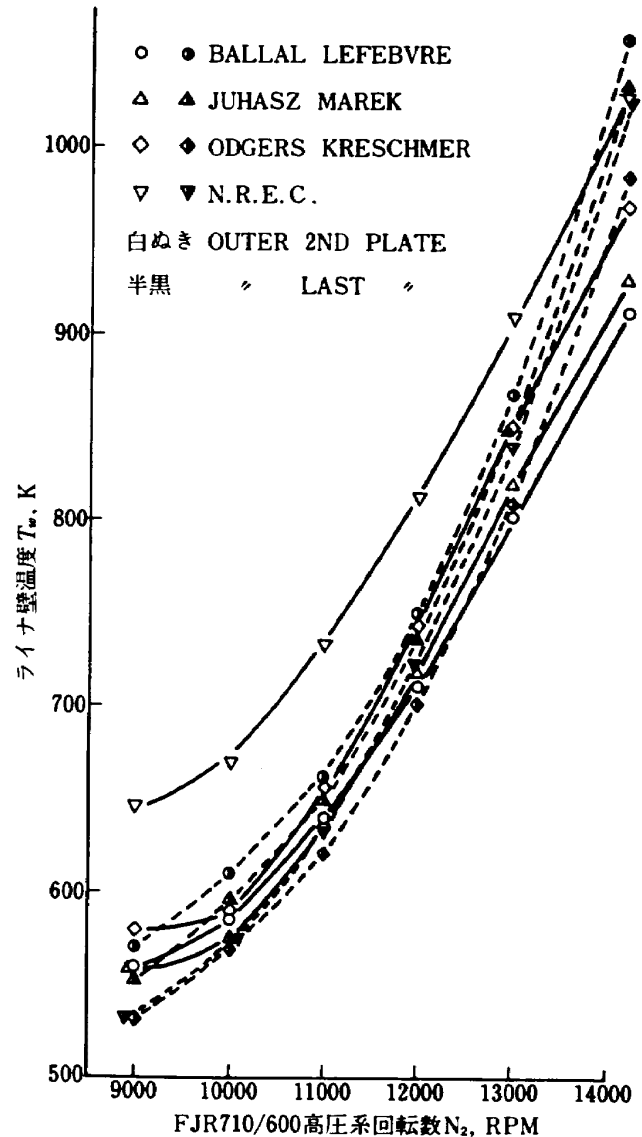


図 55 エンジン作動条件におけるライナ壁温推定

コーティングの有無が CO，および THC へ及ぼす影響を図 59 と 60 に示す。これらの結果では， $F/A = 0.02$ の CO の場合を除いて，第 1 段プレートをコーティングしたものが最も CO，THC 共に低い排出値である。また，1, 2 段と遮熱板をコーティングしたものは， F/A の大きい場合，比較的良好な結果を示すが， F/A が小さく，かつ P_4 の小さい場合はかえって CO や THC の排出が多い。これは，液滴のライナ壁面での蒸発に関係があるものと思われる。

平均壁温 \bar{T}_w に対する CO，THC の排出値をみたものを図 61 と 62 に示す。ここで， \bar{T}_w は図 21 に示す熱電対③と⑤の算術平均温度を示す。これらの図によると，壁温が上昇すると CO も THC も排出が少なくなる傾向を示している。

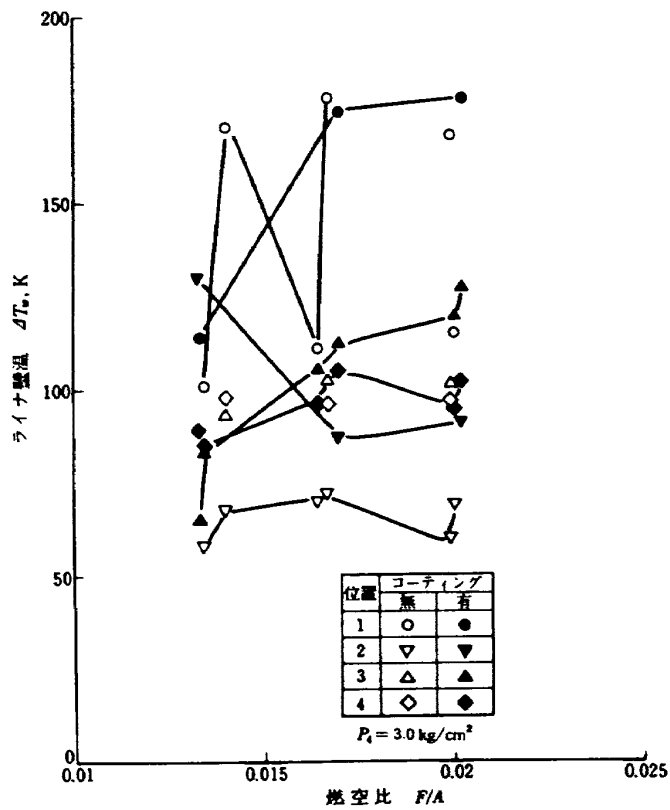


図 56 ライナ壁温特性

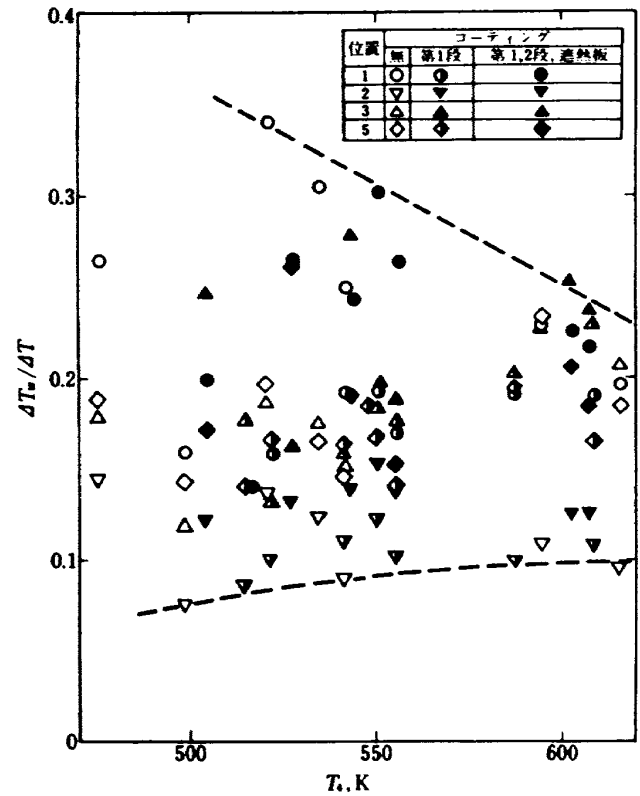


図 58 #601 ライナの壁温

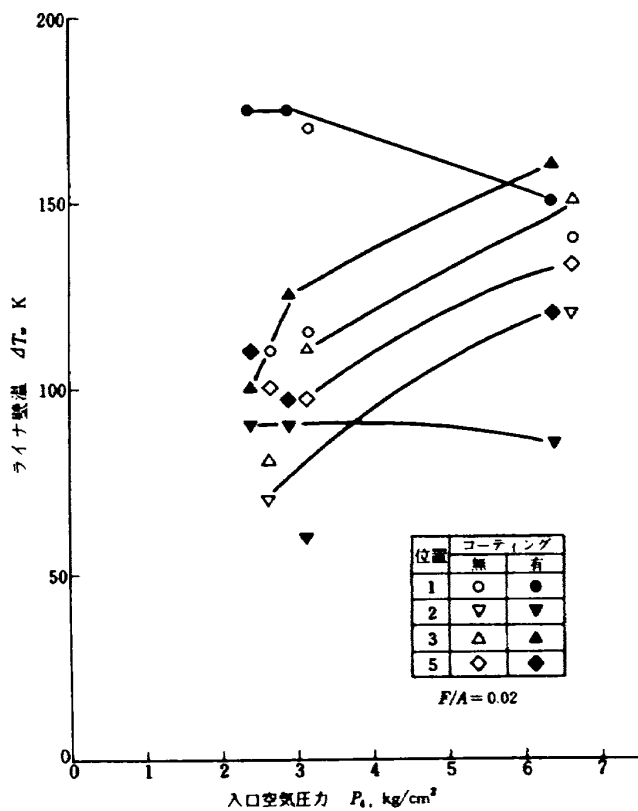


図 57 ライナ壁温特性

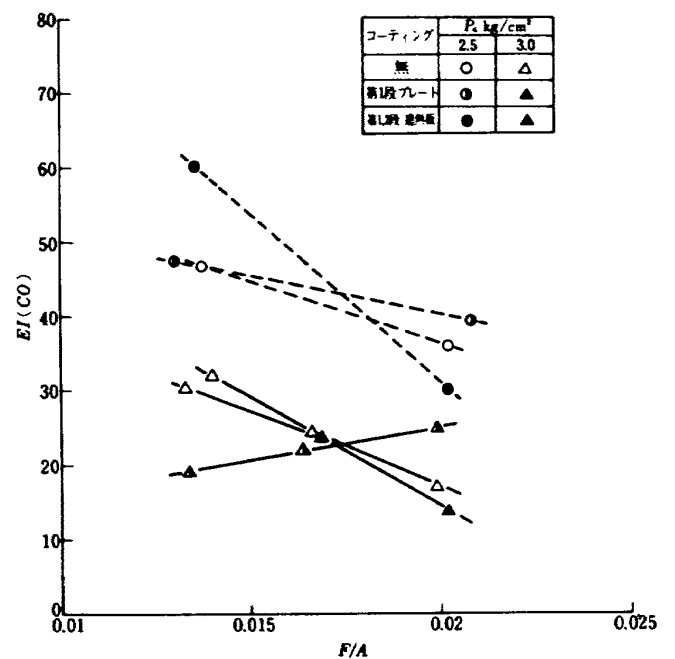


図 59 コーティングによるCOへの影響

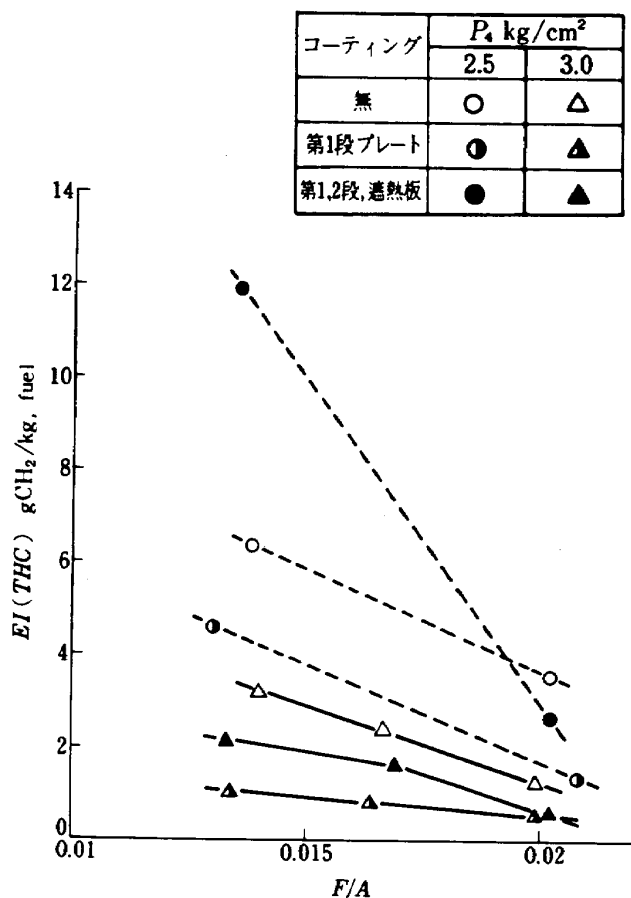


図 60 コーティングによる THC への影響

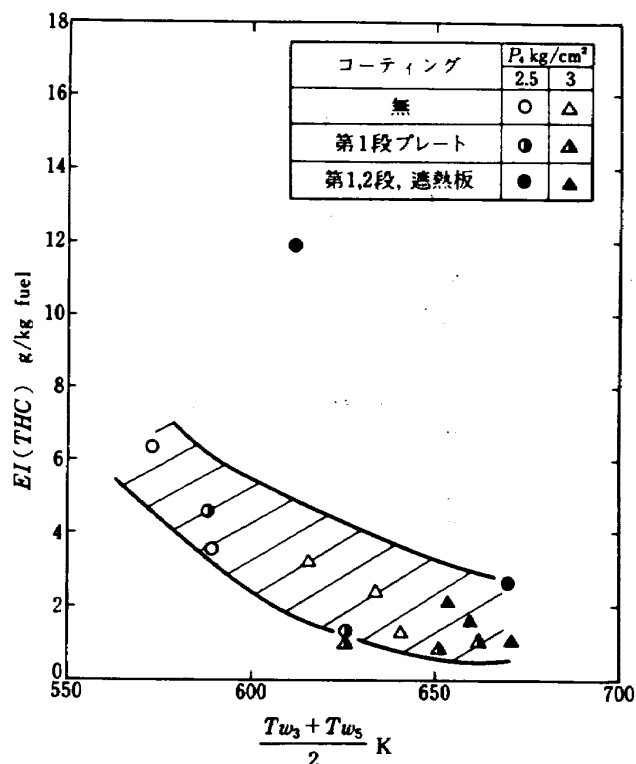


図 62 平均壁温と THC 排出

4. 検討, および評価

FJR 710/600 エンジン用燃焼器の各要素の試験結果から, 次のような判断ができる。

(1) 噴射弁特性

シュラウド空気が燃料噴射弁の噴霧角, および粒径特性に及ぼす影響は非常に大きい。

スワラ空気等, 他の空気流の影響を考慮に入れないものとする, 現在のシュラウド空気は, 噴霧角をかなりせまめている。特に噴霧のモーメントの小さなプライマリの場合は, その傾向が著しい。これは, 着火性能に影響を与えることが考えられる。微粒化が促進されて, 噴霧粒径が微細になることは利点であるが, 噴霧角がせまくなることによって点火栓近傍に噴霧粒群が到達しない可能性がでてくる。

メイン燃料が十分の吐出圧で噴霧されている場合には, シュラウド空気による噴霧角の減少は比較的少ない。むしろ, シュラウド空気の添加による燃料噴霧濃度の希釈化は, 排煙低減に有効である。今回の燃料分散度の試験は, 水を試料として行なったため, 本来の燃料の場合における噴霧角のしほみとシ

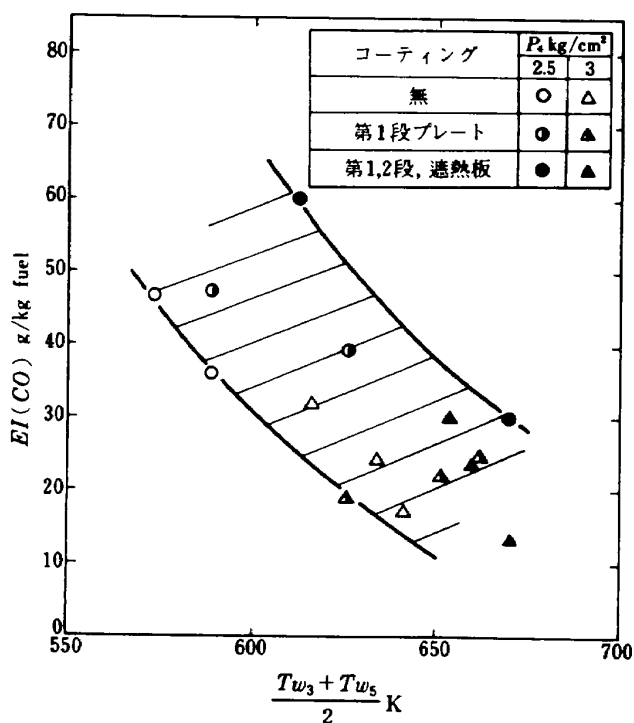


図 61 平均壁温と CO 排出

クラウド空気と燃料混合、あるいは気流微粒化の度合についてはまた改めて研究する必要がある。

環状燃焼器の燃焼試験に用いた各噴射弁の特性は、図 22 に示したように、噴霧角と平均噴霧粒径に大きなバラツキがある。着火特性や出口温度分布向上には、この改善が特に必要なので、図 4 などに示した噴霧角に対する許容規格の見なおし、厳密化が必要である。

排煙低減を目的に設計した #605 型は、主としてスワーラ、およびライナ空気孔を改善している。これらのいずれが、決定的な効果を及ぼしたかは、今回の諸試験では明らかではないが、燃料・空気の導入、混合の改善で煙濃度が低下したものと判断する。

φ48 スワーラと φ46 スワーラは、後者の方が機械切削加工のため、多量生産のときには、比較的高品質のものが安価につくれる。生産数がまとまれば、精密鑄造による製作も有利である。

要素試験用ケーシングにピンを植えることによって実機相当の燃焼器入口全圧分布で、燃焼試験を行うことができた。この全圧分布は、半径方向にかなり急峻で、燃焼室へ流入する空気配分に大きな影響を与える。この空気配分への考慮が特に、ライナ耐久性向上に、有効な結果をもたらした。第 1 期のライナは、実機テストで要素試験時にはみられない内径側ライナの焼損がたびたびあったが、上記の風速分布調整を行った試験によって耐久性を確認したライナは、実機エンジン搭載試験を行った後の検視でも、要素試験時とほとんど同等のライナ加熱模様を示している。

この 600 シリーズのライナの全圧損失係数は、ほとんど温度依存性がない。これは、燃焼室内の発熱等にもとづく流体的損失が、ライナ開口部等での流入損失にくらべて十分小さいためと考えられる。

したがって、巻末付録 B で等温流れを仮定して流れのモデルを見積ったものは、妥当性をもっている。

また、600 シリーズのライナの φ は、75 前後で、これまで航技研で設計をした実用型燃焼器のうちでは最も高い部類に属する。これは一面では、抽気量を確保するためライナ外側の環状通路と、燃焼器出口（≒燃焼室内部）との圧力差を大きくとったことが一因である。これが結果的には、ライナの膜冷却

やインピンジメント冷却の冷却空気速度を増大させて効果的な冷却を行っている。

出口温度不均一率は、0.27 程度である。ライナ後半部のコンターを、図 10 のように変更しても、これはほとんど変化しない。

THC や CO の排出指数は、ライナの違いによって図 34 と 35 に示すバラツキがある。同一仕様で製作したもの同士でも 50% 程度の相異がある。これは、製作上の誤差と計測上の条件のわずかなちがいにもとづくものである。

NO_x は、量産燃焼器の排出量を整理した Lipfert のデータよりやや少ない値である。

排煙濃度は、要素試験用ライナ 62.00 が最も低い値を示している。部分的なセラミックコーティングを行った #608 と #609 が高い排煙傾向を示すのは興味深い。コーティング有無によるライナ金属面温度の差異は、今回の測定では明確にできなかった。ただし金属表面温度がもし同一であったにしても、金属の酸化防止、THC 排出の減少の点で有利な効果がある。

一次燃焼領域の壁温は、火炎状態によって著しく異なる。壁温は、高い程、THC と CO の排出は少い。

ライナ 63.00 の遮熱板構造は、外側ライナ第 1 段プレートの冷却に非常に有効である。

ライナ 63.00 の熱電対②は、図 42 ~ 45 で高い値を示すが、これは、熱電対が遮熱板の火炎側に沿わせて取付けたため、その影響で高目の温度となって測定されていると判断される。燃焼試験後のこの部位の加熱状況は、他と較べて全く変わらず、過度の温度上昇をした形跡はない。

フィルム冷却の実験式は、4 種の研究グループのものうち、BALLAL & LEFEBVRE らのものが、今回の実験値に近い傾向を示す。NREC のものは最も高めで、設計見積用としては安全側の値である。

5. あとがき

本報告では、第 2 期に研究開発した FJR710/600 エンジン用ライナの全容を報告した。

同一仕様で製作したライナであっても、かなりの

排出特性の相違がみられた。

また、出口温度分布、排出特性共に要求に対し十分なレベルに達していない。これらは、燃料噴射弁、ライナ等の製作精度、検査規格をより厳密にすることによって、ある程度向上できると考えられる。

最後に、昭和 52 年に機械技術研究所に移られたが、上記の燃焼器の基本設計を行い、その後の研究開発に貴重なアドバイスと御指導をいただいた鈴木邦男課長と、燃焼器の製作を担当した、川崎重工(株)、小金井製作所、および実機運転を担当しデータのフィードバックに尽力した石川島播磨重工の各位に深く感謝する。

参 考 文 献

- 1) 原動機部；航空機用ジェットエンジンの研究開発(第1期成果報告), 航技研報告 TR-482 (1976/1)
- 2) 江口邦久, 他 8 名；高圧燃焼器の研究(VII) - 呼称 #12 ライナの要素試験結果, 航技研資料 TM-358 (1978/7)
- 3) 黒沢要治, 他 2 名；FJR710/20 エンジン用燃焼器のセクタ模型による高空性能再着火試験, 航技研資料 TM-389 (1979/8)
- 4) 田丸 卓, 他 4 名；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 TM-332 (1977/6)
- 5) 田丸 卓, 他 8 名；新形式ガスタービン燃焼器の研究(第5報 環状燃焼器 AS 260), 航技研資料 TM-335 (1977/10)
- 6) 田丸 卓, 他 5 名；新形式ガスタービン燃焼器の研究(第6報 AS 形燃焼器の排出特性), 航技研資料 TM-459 (1982/2)
- 7) 江口邦久, 他 2 名；航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発(I 箱形燃焼器の要素特性), 航技研資料 TM-378 (1979/1)
- 8) 江口邦久, 他 3 名；航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発(II 扇形燃焼器の要素特性), 航技研資料 TM-373 (1978/11)
- 9) 江口邦久, 他 8 名；航空用気流微粒化方式燃焼器の研究開発(IV 環状燃焼器の要素特性), 航技研資料 TM-375 (1978/11)
- 10) 鈴木邦男；高圧形環状燃焼器模型(呼称 CC 60H)の設計, 航技研資料 TM-356 (1978/7), 限定配布
- 11) 田丸 卓, 他 6 名；高圧形環状燃焼器模型 CC 50H の試験結果, 航技研資料 TM-365 (1978/9)
- 12) 田丸 卓, 他 8 名；FJR710/600 エンジン燃焼器設計のための環状及び箱形燃焼器による要素試験, 航技研資料 TM-385 (1979/6),
- 13) 鈴木和雄, 他 3 名；セクタ燃焼器による実験研究-出口温度分布-, 航技研資料 TM-402 (1980/1)
- 14) 堀内正司, 他 2 名；箱型燃焼器 CC 61 B の実験結果, 航技研資料 TM-450 (1981/11),
- 15) 田丸 卓, 他 3 名；FJR710/600 エンジン用燃焼器のセクタ模型による高空再着火試験, 航技研資料 TM-424 (1981/2)
- 16) 田丸 卓, 他 8 名；FJR710/600 エンジン用排煙低減型燃焼器ライナ(#605)の開発試験, 航技研資料 TM-448 (1981/10), 限定配布
- 17) 鈴木邦男, 他 3 名；環状(アニュラ形)燃焼器高圧燃焼試験装置, 航技研報告 TR-540 (1978/8)
- 18) 燃焼の空気力学(Combustion Aerodynamics, Beér, J.M., Chigier, N.A., Applied Science Publishers Ltd. 1972) 田中良一訳, 省エネルギーセンター(1980)
- 19) Aerospace Structural Metals Handbook, Belfour Stulen, Inc. 1972
- 20) Dittrich, R.T. and Graves, C. ; Discharge Coefficients for Combustor-Liner Air-entry Holes, I-Circular Holes with Parallel Flow, NACA TN 3663 (1956)
- 21) Dittrich, R.T. ; Discharge Coefficients for Combustor-Liner Air-entry Holes, II-Flush Rectangular Holes, Step Louvers, and Scoops, NACA TN 3924 (1958)
- 22) Venneman, W.V. ; Flow Coefficients and Jet Deflection Angles for Combustor-Liner Entry Holes, Part II, General electric TM-60 GL 184 (1960)

- 23) Ballal, D.R. and A.H. Lefebvre ; A Proposed Method for Calculating Film-Cooled Wall Temperatures in Gas Turbine Combustion Chambers, Cranfield Report SME No.4, 1973
- 24) Ballal, D.R. ; Estimation and Optimization of the Film Cooling Requirements in a Gas Turbine Combustion Chamber, Cranfield Report SME No.3, 1973
- 25) Juhasz, A.J. and C.J. Marek ; Combustor Liner Film Cooling in the Presence of High Free-Stream Turbulence, NASA TN D-6360, 1971
- 26) Kretschmer, D. and J. Odgers, A Simple method for the Prediction of Wall Temperatures in Gas Turbines, ASME Paper 78-GT-90
- 27) Odgers, J. and N.N. Son ; Film Cooling—The Effect of a Cold Jet Normal to the Coolant Layer, ASME Paper 75-WA/GT-4
- 28) Odgers, J. and A. Coban ; Film Cooling—The Effect of Velocity Variation in the Slot, ASME Paper 75-WA/GT-20
- 29) Nothern Research Engineering Corporation ; Computer Program for the Analysis of Annular Combustors : Vol.1, NASA CR-72374

付 録 A

要素試験用ライナに用いたハステロイ X と、実機搭載用ライナに用いた HA-188 の材料性質を図 A1～A3 に示す。

18)
 原文献¹⁸⁾の図を単位系を変更し、本報告で必要なもののみを抜すいた。

付 録 B

ライナ各開口部流入空気量配分は、以下のように見積った。

燃焼器内の流れを、図 B1 のようにモデル化して考える。すなわち、燃焼器入口（圧縮機出口）より流入する全空気量 W がデフューザ部（図 B1 の 1-3）で内外環状通路と、ライナ鈍頭部内にそれぞれ、 WI , WO , WS の流量に分流され、 WI は 4-1, WO は 4-0 で抽気され、それら以外はすべて燃焼室内に流入し再び合流して出口 5 に至ると考える。

それらの流れが、各通路、開口部を通過する際に生ずる圧力損失を図 B2 に示すような等価抵抗回路として考え、全体として燃焼器入口・出口での圧力損失 ΔP を形成していると考え。

開口面積 A_i を通る空気量 W_i は、

$$W_i = r_a C_i A_i V_i \quad (B1)$$

であるものとし、 V_i は、環状通路部の全圧 P_A と燃焼室内の静圧 P_L より、

$$P_A = P_L + \frac{r_a V_i^2}{2g} \quad (B2)$$

として求める。

(B1) で用いた流量係数 C_i は、フローパラメータ $\psi = (P_A - P_L) / (P_A - p_A)$ の関数として、種々の形状の開口部に対して求められているが、^{1)~3)} ここでは、

$$C_i = a + \frac{b}{\psi + c}$$

という関数とし、定数 a , b , c を図 B3 のように定めた。

デフューザ部の流れは、図 B1 の 3-I, および 3-O で実測した全圧値を用い、 WI , および WO の分流比を定めた。

計算の流れは、図 B4 に示す。

付 録 C

プライマリアイドル試験用要素試験結果を示す。
図 40 と 41 に示した各実験点の実験条件、主要計測値を表示する。表 C-1 はライナ #605、表 C-2 はライナ #609 である。

付 録 D

フィルム冷却されたライナ壁温の推算には、次の研究者、もしくは団体の実験式が公表されている。

- (1) Ballal & Lefebvre (略して B-L)^{21,23)}
- (2) Juhasz & Marek (J-M)²⁴⁾
- (3) Kretschmer & Odgers (K-O)^{25,26,27)}
- (4) Northern Research Engineering Corp.
(NREC)²⁸⁾

図 D1 に示すフィルム冷却計算モデルについて、以下に示す各方法の計算式を使って壁温の計算を行った。

記 号

DX	ライナ壁計算分割区分, m
T_A	燃焼器ライナ外側通路空気温度, K
U_A	同上空気流速, m/s
T_S	冷却スリット入口空気温度, K
U_S	同上空気流速, m/s
T_F	冷却フィルム流温度, K
T_H	加熱ガス温度, K
U_H	同上ガス流速, m/s
T_B	火炎温度, K
T_{WH}	高温側ライナ壁温度, K
T_{WA}	低温側ライナ壁温度, K
δ	ライナ板厚, m
s	スリット高さ, m
k	板の熱伝導率, W/m.K

本文中の計算では、実際のフィルム冷却構造に基づき、 $\delta = 0.001\text{m}$, $s = 0.003\text{m}$, $k = 0.02 T_w + 3\text{W/m.K}$ とし、

$$T_H = T_A + 1000$$

$$U_H = 2.5 U_N$$

$$U_s = 0.8 \sqrt{\frac{2 g R T_A \Delta P}{P_A}}$$

$$(F/A)_P = 5 (F/A)_{total}$$

という仮定をした。

基礎式と計算法

熱量保存式

$$R1 + C1 + K(AX) = K(RD) \quad (1)$$

$$K(RD) = R2 + C2 \quad (2)$$

ここで、 $R1$: 高温側からの輻射伝熱量

$C1$: 高温側からの対流伝熱量

$K(AX)$: ライナ軸方向伝導熱量

$K(RD)$: ライナ径方向伝導熱量

$R2$: 低温側への輻射伝熱量

$C2$: 低温側への対流伝熱量

であるが、これらの量は、

$$R1 = RD1 \times T_B^{1.5} \times (T_B^{2.5} - T_{WH}^{2.5}) \quad (3)$$

$$C1 = h_1 \times (T_F - T_{WH}) \quad (4)$$

$$K(AX) = k \delta \frac{T_{w(i+1)} + T_{w(i-1)} - 2 T_{w(i)}}{DX^2} \quad (5)$$

ここで、 $T_{w(i)}$ は区分 DX の i 番目の壁温で

$$T_{w(i)} = \frac{T_{WH} + T_{WA}}{2}$$

であり、

$$K(RD) = \frac{k}{\delta} (T_{WH} - T_{WA}) \quad (6)$$

$$R2 = RD2 (T_{WA}^4 - T_A^4) \quad (7)$$

$$C2 = h_2 (T_{WA} - T_A) \quad (8)$$

と表せる。(1) に (3) ~ (6) を代入すると

$$T_{WA} = \alpha T_{WH}^{2.5} + \beta T_{WH} + \gamma \quad (9)$$

となる。ここで

$$\alpha = RD1 \frac{T_B^{1.5}}{(k/\delta - k\delta/DX^2)}$$

$$\beta = \left(h_1 + \frac{k\delta}{DX^2} + \frac{k}{\delta} \right) / \left(\frac{k}{\delta} - \frac{k\delta}{DX^2} \right)$$

$$\gamma = - \frac{RD1 T_B^4 + h_1 T_F + \frac{k\delta}{DX^2} (T_{w(i+1)} + T_{w(i-1)})}{\left(\frac{k}{\delta} - \frac{k\delta}{DX^2} \right)}$$

である。

また, (2) に (6) ~ (8) を代入すれば,

$$RD2T_{WA}^4 + (h_2 + k/\delta)T_{WA} = RD2T_A^4 + h_2T_A + \frac{k}{\delta}T_{WH} \quad (10)$$

となり, (9) と (10) を連立して, T_{WH} と T_{WA} を求めることができ, したがって node i の壁温 $T_{w(i)}$ が求まる。

各研究者による実験式係数

火炎からの輻射は, (1) ~ (4) の実験式共通で

$$R1 = \frac{\sigma(1+\epsilon_w)\epsilon_b}{2}$$

ここで, σ : Stefan Boltzmann 定数, 5.68×10^{-8}

$$W/(m^2K^4)$$

ϵ_b : 火炎輻射率

ϵ_w : ライナ壁輻射率

ϵ_b は次式によった。

$$\epsilon_b = 1 - \exp(-8850P(f \cdot l)^{1/2}T_B^{-1.5})$$

P : 燃焼器入口圧力, kg/cm^2
 f : 燃空比
 l : 光路長, m ,

光路長は

$$l = 0.6(D_o - D_i)$$

D_o : 外側ライナ直径
 D_i : 内側ライナ直径

とした。

高温ガスからライナへの対流熱伝達係数 h_1 は, B-L が, $m = \rho_C U_C / (\rho_H U_H)$ としたとき,

$0.5 < m < 1.3$ の範囲で,

$$h_1 = 0.069 \left(\frac{\lambda}{x} \right) \cdot R_{ex}^{0.7}$$

$m \geq 1.3$ で,

$$h_1 = 0.1 \frac{\lambda}{x} R_{ex}^{0.8} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.36}$$

J-M は,

$$h_1 = 0.0365 \frac{\lambda}{x} R_{ex}^{0.8} P_r^{0.33}$$

O-K, NREC は,

$$h_1 = 0.017 \frac{\lambda}{l_s} \times R_e^{0.8}$$

を用いている。

ライナからケーシングへの輻射は,

B-L の場合,

$$R2 = 22.9 \times 10^{-9}$$

J-M は,

$$R2 = \sigma \frac{\epsilon_w \epsilon_c}{\epsilon_c + \epsilon_w (1 - \epsilon_c)} (A_w/A_c)$$

本モデルの場合, $A_w = A_c$ であるから,

$$R2 = \frac{\sigma \epsilon_w \epsilon_c}{\epsilon_c + \epsilon_w (1 - \epsilon_c)}$$

O-K は,

$$R2 = 0.4 \sigma$$

NREC は, J-M の式を使用している。

ライナ壁から環状通路空気への対流伝熱は, B-L が,

$$h_2 = 0.02 \frac{\lambda}{2WP} R_{ea}^{0.8}$$

J-M が,

$$h_2 = 0.02 \frac{\lambda}{2WP} R_{ea}^{0.8} P_r^{0.4}$$

O-K は B-L と同式を用いている。

NREC は, J-M と同式を用いている。

フィルム効率 $m = \rho_C U_C / (\rho_H U_H)$ としたとき, B-L は, $0.5 < m < 1.3$ の範囲で,

$$\eta = 1.10 m^{0.65} \left(\frac{\lambda_c}{\lambda_H} \right)^{0.15} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.2} \left(\frac{t}{s} \right)^{-0.2}$$

J-M は,

$$\eta = \frac{1}{1 + C_m \frac{x}{m \cdot s}}$$

ここで, C_m は乱流混合係数で, 燃焼器の場合, $0.01 \sim 0.15$ 程度が推奨されている。

O-K は,

$$\eta = 3.874 - 0.6218 l_w (x + 100)$$

ここで,

$$x = \left(\frac{U_H \cdot T_S}{U_S \cdot T_H} \right)^{0.8} \left(\frac{T_H}{T_S} \right)^{0.6} \left(\frac{t}{s} \right)^{0.8} \cdot k$$

k の値は, $U_H/U_S > 0.8$ の場合, $k = 1$ であり, $0 < U_H/U_S \leq 0.8$ では,

$$k = (U_H/U_S + 0.2)^{-1.25}$$

NREC の場合, η は, 次の 3 値の最小値をとる。

$$1.0, \left(\frac{1}{x}\right)^{0.22}, \frac{35}{x}$$

ここで,

$$x = 0.91 \left(\frac{U_H}{U_S} \cdot \frac{x}{s} \right)^{0.8} R_{es}^{-0.2} + 1.41 \left(\frac{x}{s} \left| 1 - \frac{U_H}{U_S} \right| \right)^{0.5}$$

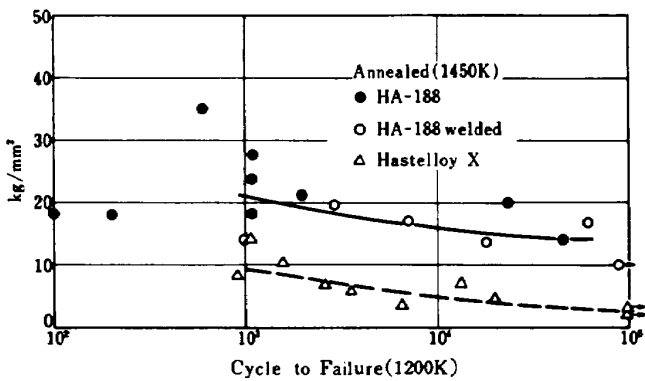


図 A1 ライナ材の疲労強度

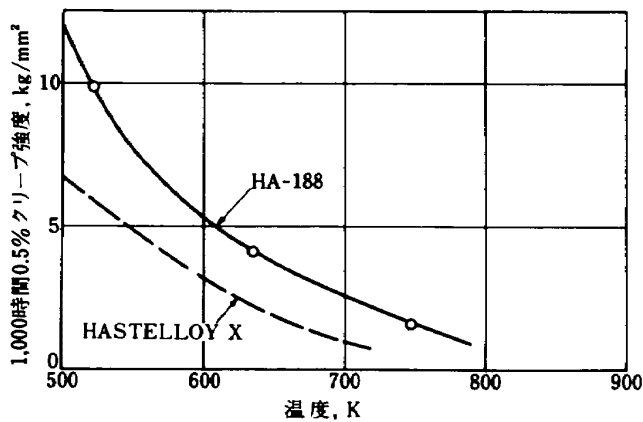


図 A2 ライナ材のクリープ強度

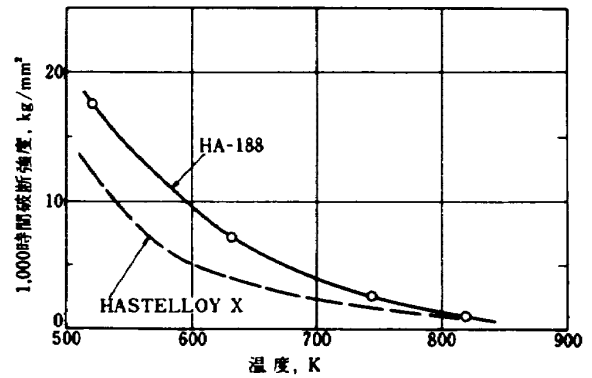


図 A3 ライナ材の 1000 時間破断強度

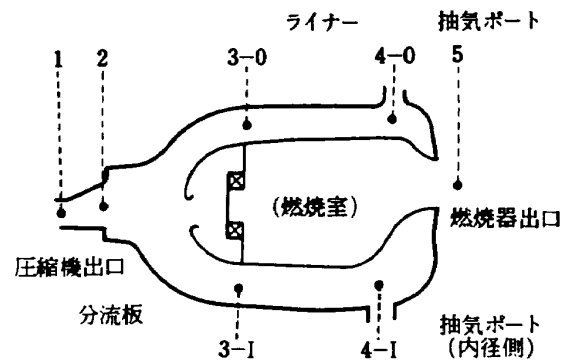


図 B1 燃焼器モデル

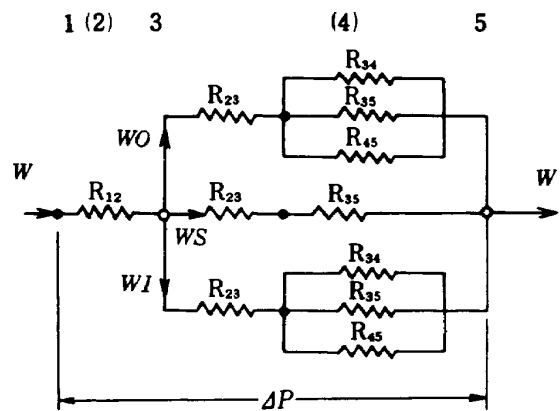


図 B2 等価抵抗回路

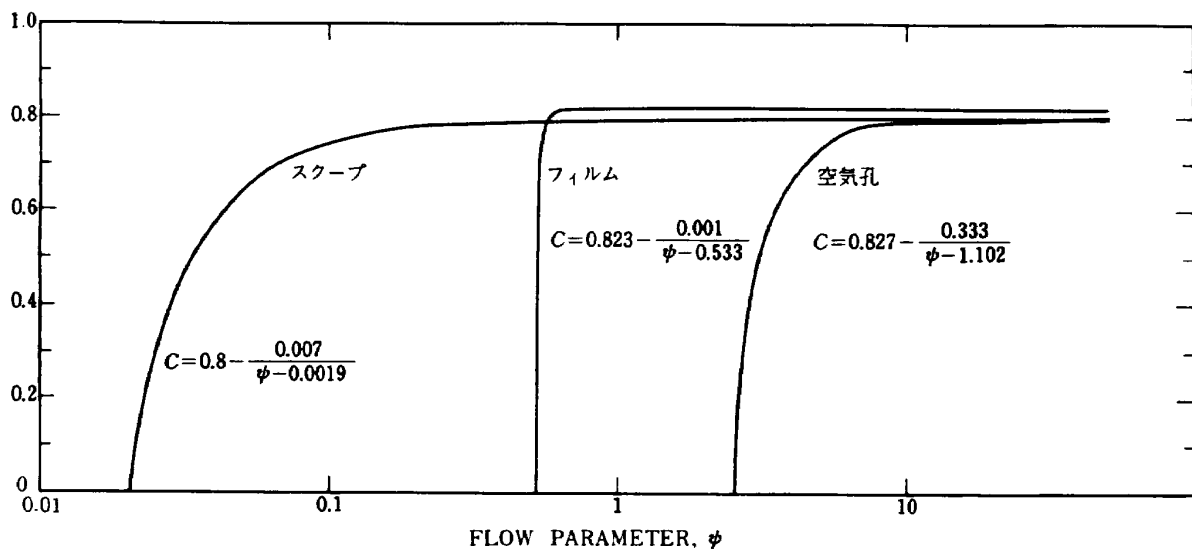


図 B3 流量係数

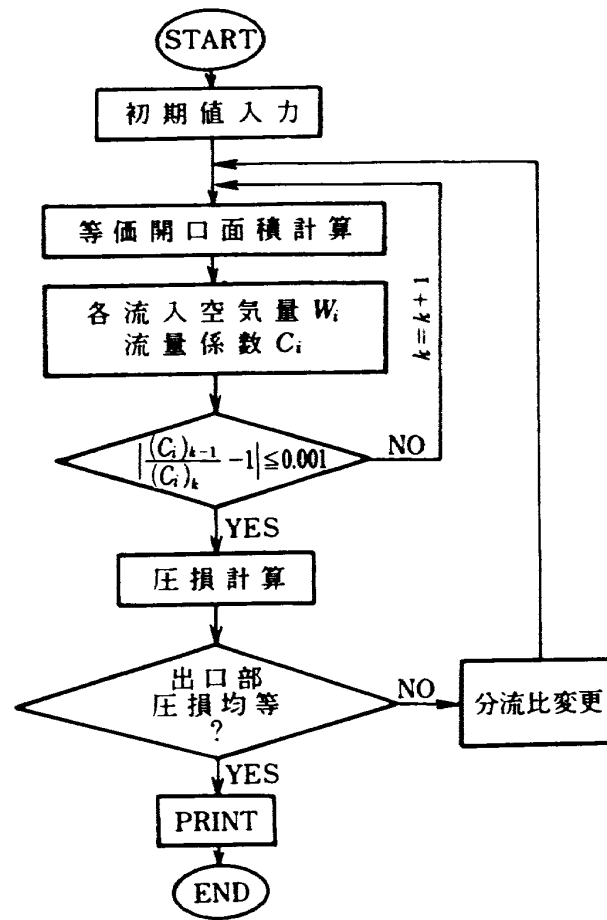


図 B4 計算の流れ

表 C1 ライナ # 605 の実験条件と結果

RUN NO.	P_4 kg/cm ²	T_4 K	w_a kg/s	$(w_a)B_0$ %	$(w_a)B_i$ %	U_r m/s	w_f g/s	w_{fs}/w_{fp}	$(\Delta P_f)_P$ atg	$(\Delta P_f)_M$ atg	F/A g/kg	T_5 K	$(T_5)_{MX}$ K	δt_2	$\Delta P/P_4$ %	ϕ	η_b %
800428 - 10	2.885	504	4.571	6.08	7.94	13.6	68.4	0	19.08	0	17.4	1142	1407	0.42	4.84	75.8	100.1
20	2.913	511	4.486	6.06	8.05	13.4	63.3	0	19.11	0	16.4	1142	1407	0.42	6.95	113.8	104.8
30	2.869	519	4.606	5.88	7.77	14.2	65.3	0.537	19.09	0	16.4	1141	1407	0.43	4.90	72.6	103.3
40	2.886	527	4.600	5.87	7.72	14.3	64.6	1.991	1.53	0.06	16.3	1130	1427	0.49	5.19	76.8	101.3
41	2.822	535	4.061	6.50	8.54	13.1	60.6	1.806	1.57	0.10	17.6	1180	1483	0.47	4.13	73.9	101.0
50	3.069	544	4.633	6.11	7.43	14.0	65.0	999.900	1.32	0	16.2	1180	1483	0.48	3.87	61.8	107.6
60	3.121	552	5.524	5.14	6.75	16.6	80.6	0	27.47	0	16.6	1160	1494	0.55	7.14	81.9	101.1
70	3.062	553	5.474	5.08	6.65	16.8	80.0	1.930	2.62	0.25	16.6	1174	1482	0.50	7.00	78.6	103.3
80	2.959	554	5.233	5.14	6.75	16.7	76.5	999.900	0.02	0.50	16.6	1188	1486	0.47	6.91	79.0	105.3
90	3.029	556	5.442	5.02	6.62	17.0	63.3	0	16.61	0	13.2	1044	1261	0.44	7.23	79.9	100.1
100	2.976	558	5.145	5.23	6.98	16.4	59.1	1.149	16.66	0.04	13.1	1044	1261	0.45	7.33	87.1	100.4
110	2.959	558	5.056	5.32	7.10	16.2	58.6	999.900	16.68	0.06	13.2	1044	1261	0.45	7.40	90.1	99.2
120	2.943	559	5.243	5.09	6.66	17.0	45.9	0	8.28	0	9.9	940	1087	0.39	6.97	77.8	101.9
130	2.982	560	5.193	5.20	6.86	16.6	45.3	0.674	8.24	0	9.9	939	1069	0.34	6.87	80.1	101.4
140	2.981	560	5.118	5.28	6.94	16.4	45.4	999.900	8.24	0	10.1	941	1073	0.35	6.84	82.1	100.4
150	6.530	608	10.386	5.37	3.27	16.4	122.2	1.182	4.71	0	12.9	941	1073	0.40	3.34	43.0	70.2
151	6.451	611	10.268	5.41	7.13	16.5	122.1	1.184	12.33	0.36	13.6	1134	1350	0.41	6.31	80.8	105.9
160	6.534	619	10.009	5.60	7.40	16.1	112.9	999.900	0.05	1.13	13.0	1131	1357	0.44	5.53	75.5	108.5

表 C 2 ライナ # 605 の排出特性

RUN NO.	F/A	η_c	CO/CO_2	Emission Indices			
	g/kg	%		CO	THC	NO _x	NO
800428 - 10	17.8	99.49	0.0112	22.2	1.40	3.37	1.14
20	17.4	99.63	0.0089	17.6	0.77	3.62	0.67
30	17.2	99.03	0.0163	31.9	4.35	3.48	0.74
40	16.6	98.16	0.0203	39.3	11.83	1.72	0.26
41	18.5	96.54	0.0241	45.7	27.00	3.43	0.14
50	17.8	98.71	0.0153	29.8	7.88	3.96	0.66
60	18.3	99.66	0.0083	16.4	0.71	4.00	1.58
70	16.7	99.10	0.0157	30.8	3.88	3.73	0.86
80	17.4	99.28	0.0138	27.1	2.66	3.74	1.04
90	15.1	99.61	0.0097	19.1	0.69	3.61	1.48
100	13.9	98.45	0.0193	37.4	9.28	3.67	0.46
110	14.1	98.88	0.0172	33.6	5.65	3.75	0.80
120	10.6	99.29	0.0167	32.8	1.59	4.11	1.25
130	10.3	98.03	0.0254	48.8	11.52	3.70	0.46
140	10.7	98.36	0.0237	45.9	8.75	3.79	0.54
150	13.6	99.83	0.0041	8.2	0.37	6.14	2.82
160	13.9	99.85	0.0035	7.0	0.29	6.35	3.31

航空宇宙技術研究所資料483号

昭和58年2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 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12三河ビル
