

UDC 536.45/46 :
621.43.056 :
621.454.

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-200

小形ガスタービン燃焼器の実験

鈴木邦男・石井浅五郎・江口邦久
齊藤 昭・野村修也

1971年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

小形ガスタービン燃焼器の実験*

鈴木邦男**・石井浅五郎**・江口邦久**・斎藤 昭***・野村修也***

概 要

航空用ガスタービン燃焼器の設計資料の適用範囲を調べる試みとして、400~700kw の汎用小型ガスタービンを想定し、その燃焼器模型を設計、試作した。これは、大気圧状態における燃焼実験の結果、設計時点に考慮した性能を満足すると推定され、設計資料の有用性が明らかになった。ただし、この設計資料からは、燃焼器の概要が求まるのみで、詳細にわたっては燃焼実験の結果や経験を重視しなければならず、この点まだ未完成なものである。模型の原型から、燃焼実験に基づき各種の改造を行なった過程を述べ、資料不足部分を補う方法の一端を示した。

1. ま え が き

当所原動機部では、高負荷燃焼器の研究として航空エンジン用のアニューラ形燃焼器を対象にガスタービン燃焼器の設計資料の充実をはかっているが^{1),2),3)}、この資料が航空用以外のガスタービン燃焼器に適用できるかどうかを調べるため、400~700kw 級の小形ガスタービンを対象にした缶形燃焼器模型を設計、試作し、実験した。この機種は、燃焼器模型の製作および実験の容易さを考慮して選定したものである。

燃焼器の設計資料としては、現在、燃焼性能や出口温度分布に関する実用性のある理論的な解析はほとんどなく、実機例や経験的な資料を利用することになる。圧力損失に関しては、理論解析が試みられているが、設計の初期段階に用いる程度のものである⁴⁾。したがって、燃焼器に関しては、現在までに得られている資料を十分取入れて設計しても、それをそのまま実機に適用することは無理であり、あらかじめ、実用形に近い燃焼器模型で燃焼実験を行ない、その結果に基づいて各部を修正、改良する手順をとっている。本報告の燃焼器もほぼこのようなものであるが、設計法とし

て、燃焼器をいくつかの要素に分割し、それぞれについての基礎的な実験結果を利用する方式を採用した。これは、アニューラ形高負荷燃焼器の場合、実験とよく一致し、実験期間の短縮化に対し有効であった。設計法の適否を調べるためには、要求性能と燃焼実験による原型の性能、その改良後の性能を比較検討する必要がある。

この報告は、燃焼器の計設および燃焼実験前半の結果について述べたものである。

2. 燃焼器模型の設計

2.1 形式の選定

構造的に要求される事柄として次のものがある。

- (1) 簡単な構造で部品数が少なく、かつ製作容易なものであること。
- (2) 保守費の安価なこと、すなわち耐久性があり、オーバーホールや部品交換の容易なこと。
- (3) エンジン全体がコンパクトにまとまるような形になること。

これらの点から缶形燃焼器とし、個数を1個とした。次に、空気の流れ方向は、エンジン全体形状に関連してくるものであるが、熱交換器を2個エンジン側面の対称位置におく形を考え、この熱交換器出口から燃焼器入口までをスムーズに接続するよう、燃焼器両側から燃焼器軸心と直角方向に空気を流入させる形を採用した。図1にこれを示す。この形は、燃焼器についてみるとT字形をしているので、T形燃焼器と名付ける。

T形燃焼器について予想される問題点は、

- (1) 燃焼器入口にて、円周方向2か所のみから空気が流入するという流れの片寄りに基づく燃焼領域の片寄り、出口温度分布の片寄り、場合によっては火災安定性の低下が考えられること。

- (2) 全圧損失を最低に押えるよう考えた外筒断面積とライナ(燃焼筒)断面積の選定、そのほか全圧損失を低くすることに対する資料が十分でないこと。

などがおもなものであろう。これらについて、通常

* 昭和45年11月11日受付

** 原動機部

*** (株)小松製作所

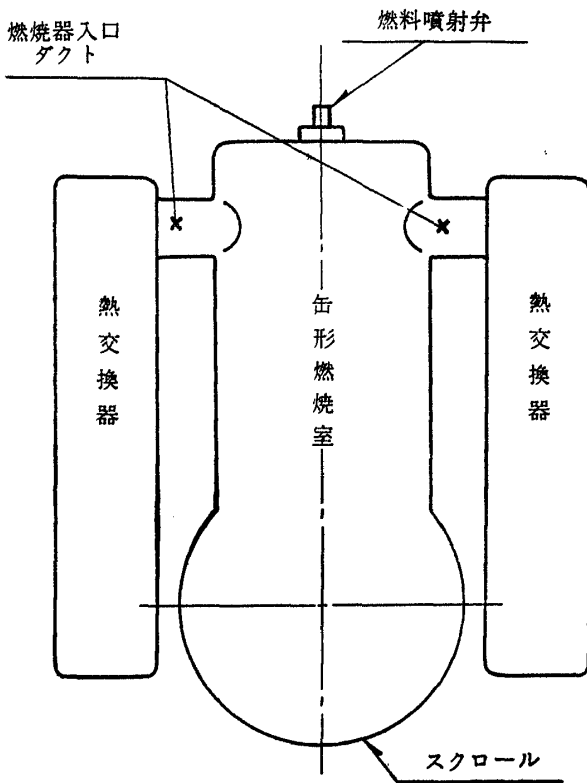


図 1 燃焼器形式の選定

の直流形燃焼器の資料をほぼそのまま適用して設計し、実験によって修正することを考えた。

2.2 要求性能

想定したエンジンの設計点の燃焼器に関係する要目を表 1 に示す。

	熱交換器有	熱交換器無
空気流量 kg/s	3.64	3.64
燃焼器入口空気温度 °K	835	483
燃焼器入口空気圧力 kg/m ² abs	45,000	46,810
燃焼器出口ガス温度 °K	1,208	1,208
燃焼器出口ガス圧力 kg/m ² abs	43,170	43,170
燃焼器の全圧損失率 %	4.07	7.78
燃焼効率 %	98	98
空燃比	95	51

表 1 設計点における要目

燃焼器については、表 1 に示したほかに次の事柄が要求される。

(1) 容積のなるべく小さなこと。すなわち燃焼負荷率の高いこと。設計点における燃焼負荷率 L_b として $L_b = 2 \times 10^7 \text{kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$ 以上を目標とする。

(2) エンジン作動範囲内にて常に安定な燃焼を行な

うこと、すなわち振動燃焼や火炎の吹消えの起きないこと。

(3) 着火性能の良好なこと。着火時の空燃比 n を $n > 100$ にしたい。

(4) 燃焼器出口の温度分布が均一なこと。出口温度不均一率 δ を $\delta < 0.2$ にしたい。

(5) どのような場合も火炎が燃焼器内におさまっていること。

(6) 炭素堆積や局所的な変形焼損を起こさないこと。

(7) 排ガス中に、煙そのほか大気汚染に有害な成分が少ないこと。

2.3 主要寸法の算出

2.3.1 燃焼器最大径の算出

(1) 熱交換器を用いるとき

表 1 から、燃焼器入口空気の密度 ρ_a は、

$$\rho_a = 0.1879 \text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4,$$

入口状態の空気容積流量 Q_a は、

$$Q_a = 1.977 \text{m}^3 / \text{s}$$

となる。燃焼器の全圧損失係数 ϕ を次式で定義する、

$$\phi = \Delta P / \frac{1}{2} \rho_a U_r^2$$

ここに

ΔP : 燃焼器入口、出口の全圧差 kg/m^2

U_r : 最大断面平均風速 m/s

ΔP , ρ_a を与えることにより、 $\phi - U_r$ の関係を求めることができる (図 2)。

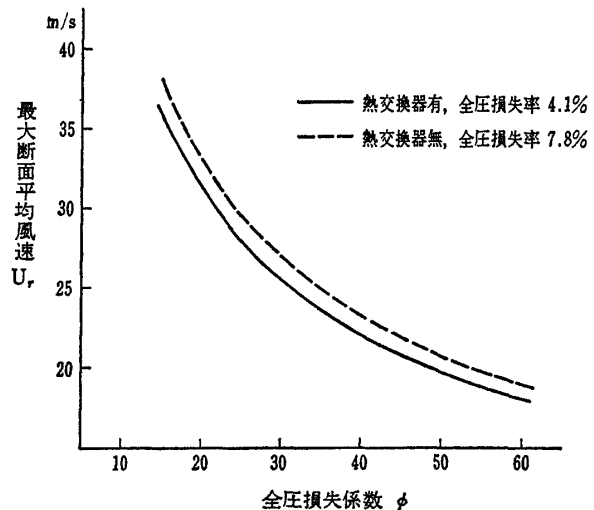


図 2 最大断面平均風速の選定

現在までに製作された燃焼器の ϕ の範囲を図 3 に示す。これから設計初期において $\phi = 35$ を採用すればよいものとする。すると図 2 から $U_r = 23.6 \text{m/s}$ を得

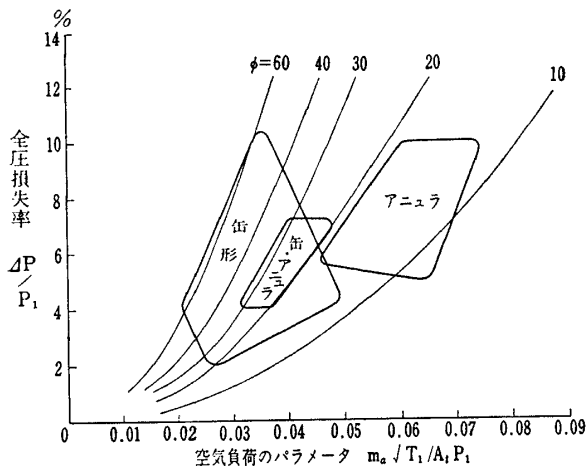


図3 燃焼器の圧力損失 (Lefebvre)

る。燃焼器最大径 D_i は

$$U_r = Q_a / A_t, \quad A_t = \frac{\pi}{4} D_i^2$$

$$D_i = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot \frac{Q_a}{U_r}} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \times \frac{1.977}{23.6}} = 0.327\text{m}$$

(2) 熱交換器を用いないとき

表1から計算して

$$\rho_a' = 0.3375 \text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$$

$$Q_a' = 1.099 \text{m}^3 / \text{s}$$

$$\Delta P' = 3,640 \text{kg} / \text{m}^2$$

このときの $\phi' - U_r'$ の関係を図2に合せて示す。

$\phi' = 35$ とすると $U_r' = 21.8 \text{m/s}$ になり、 $D_i' = 0.237 \text{m}$ になる。

(3) 燃焼性能からみたときの最大断面積

現在までの燃焼実験から、 $U_r = 20 \sim 30 \text{m/s}$ の範囲で燃焼性能上特に問題になることはないと思定できるため、これについては、 D_i を決める因子として考慮しない。

上記(1)、(2)の結果から、燃焼器最大径として $D_i = 330 \text{mm}$ を採用する。熱交換器なしの場合、全圧損失の点からは D_i をこれより小さくしてよいが、燃焼負荷率が大きくなる。さしあたりの燃焼器模型としては、 $D_i = 330 \text{mm}$ の外筒1種類を製作し、必要に応じてライナ直径のみ縮小したものを試験する。

2.3.2 ライナ直径の算出

ライナ直径 D_i は、燃焼性能上なるべく大きくしたほうがよいけれども、通常の直流形燃焼器の場合、全圧損失の増加を押えるよう考慮して⁶⁾ $D_i \approx \sqrt{0.6} \cdot D_i'$ 付近にとる。今回の場合、対象にしているのは前述のようなT形燃焼器であることおよび D_i を少し大きめにとっていることを考え合せて $D_i = \sqrt{(0.53 \sim 0.55)} \cdot D_i'$ といくぶん小さめに選らぶ、したがって $D_i = 240 \sim 245$

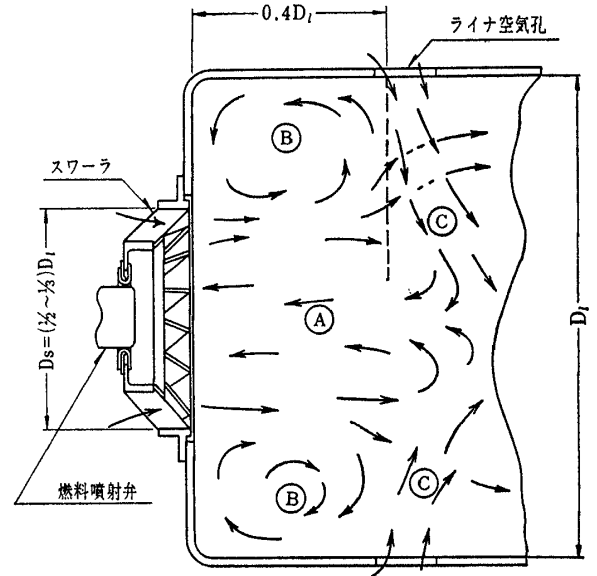


図4 一次燃焼領域の流れ模様の推定

mm。

熱交換器なしの場合の外筒径 $D_i' = 237 \text{mm}$ に対して同様な考え方を適用すると $D_i' = 172 \sim 176 \text{mm}$ になる。

2.3.3 ライナ長さの算出

ライナ内部を一次燃焼領域、二次燃焼領域および希釈混合領域に分割し、それぞれの領域の所要長さを加え合せてライナ全長を求める。

一次燃焼領域の所要長さ l_b は、図4のような流れ模様をつくることを考え、循環流領域(図中の④および⑤)の長さから $l_b \approx 0.4D_i$ が必要になる。航空用に比べて燃焼負荷率を低くとっているため、許容できる「空気負荷率」³⁾ に基づいて l_b を求めると、 l_b が小さくなりすぎ実際上意味を持たなくなる。これで形状的な面から求めた。

二次燃焼領域の所要長さ l_s について、燃料と空気が均質に混合し、化学反応が律速段階になっている状態では燃焼に要する容積は非常に小さく、今の場合、無視してよい。このように考えると、燃料と空気との混合に要する長さから l_s が決められることになる。この混合に関する資料はあまりないが、次に述べる希釈混合領域に必要な長さから推定して $l_s \approx 0.6D_i$ とする。

希釈混合領域の所要長さ l_a は、図5⁷⁾ に示す実例から $l_a = 0.75D_i$ 程度にとる。これは、過少気味の見積りであるが、現在、対象にしているエンジンでは、燃焼器出口からタービンノズル入口までに燃焼器出口ダクトおよびスクロールがあり、相当長い混合時間が見込まれるため、この程度の l_a で十分と考える。燃焼実験の結果如何によっては、これ以上の短縮も可能であろう。

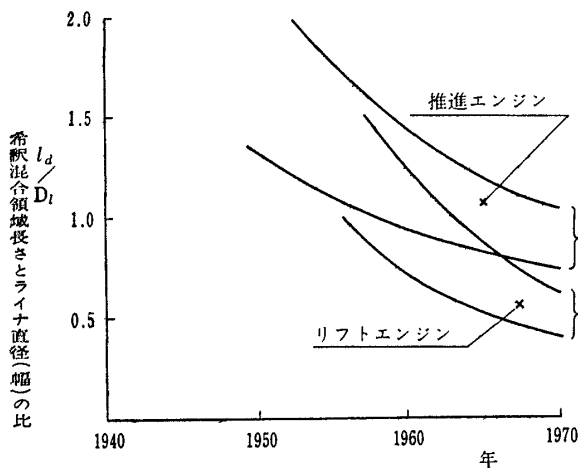


図 5 直流形燃焼器の希釈領域長さの変遷

以上のことからライナ全長 l_t は、

$$l_t = l_p + l_s + l_d = 0.4D_i + 0.6D_i + 0.75D_i = 1.75D_i$$

$D_i = 240 \sim 245 \text{ mm}$ とおくと、 $l_t = 420 \sim 430 \text{ mm}$ 、

$D_i' = 172 \sim 176 \text{ mm}$ の場合は、 $l_t' = 300 \sim 310 \text{ mm}$ になる。

2. 3. 4 ライナ空気孔面積の算定

ライナ空気孔面積 A_h は、直流形燃焼器の計算例から外挿して求めると、 $\phi = 35$ に対し $A_h = 0.3A_t$ としてよい(図 6)⁶⁾。しかし、燃焼器が T 形であることを考慮し

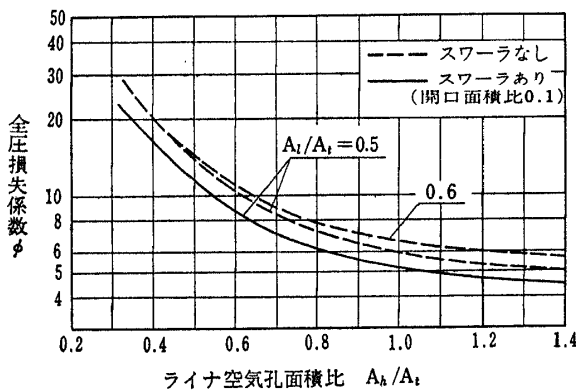


図 6 ライナ空気孔面積と全圧損失係数

て $A_h = (0.35 \sim 0.4)A_t$ を一応の基準とし、これよりいくぶん多くなるよう選定する。たとえば $D_i = 330 \text{ mm}$ のとき $A_t = 855.3 \text{ cm}^2$ から $A_h = 300 \sim 342 \text{ cm}^2$ 以上とする。

2. 3. 5 空気孔面積配分

ライナ空気孔面積配分は、初期段階において、図 7 に示す空気流量配分を想定し、この流量比にそのまま比例した値をとる。

実際の空気孔配置は、実例や経験などから決め、燃焼実験によって修正していく。

2. 3. 6 燃焼負荷率および全圧損失率の点からの検討

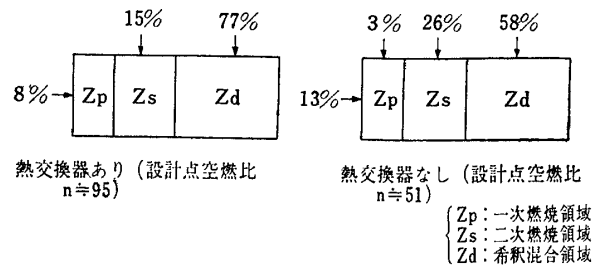


図 7 ライナの空気流入配分

2. 3. 1 ~ 2. 3. 3 の燃焼器の形状をきめる項目中に、燃焼性能に影響を及ぼす燃焼負荷率が入っていないため、これをチェックしてみる。燃焼負荷率 L_b は、次式で定義される。

$$L_b = \frac{Q_b}{V_i \cdot P_1} \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$$

ここに Q_b : 燃焼器内の発熱量 kcal/hr

$$V_i: \text{ライナ容積} = \frac{\pi}{4} D_i^2 \cdot l_i \text{ m}^3$$

$$P_1: \text{燃焼器入口全圧 atm}$$

設計点の燃焼負荷率として、キーンン・ケイのガス表⁸⁾ からエンタルピを求め、

$$935^\circ \text{C (燃焼ガス)} \rightarrow i_2 = 308.5 \text{ kcal/kg}$$

$$562^\circ \text{C (空 気)} \rightarrow i_1 = 205.6 \text{ kcal/kg}$$

$$210^\circ \text{C (空 気)} \rightarrow i_1' = 116.0 \text{ kcal/kg}$$

これと空気流量 3.64 kg/s 、入口全圧 4.355 atm (熱交換器あり)、入口全圧 4.531 atm (熱交換器なし) から計算した値を表 2 に示す。また、全圧損失係数 $\phi = 35$ とした場合の全圧損失率 $\Delta P/P_1$ も合わせて示す。表 2 中の、 $D_i = 290 \text{ mm}$ は中間案として示したもの、一番下の行の数値は要求値を示している。

表 2 からみると、熱交換器ありの場合は、全圧損失率 4.1% 以下ということから大きさが制限され、熱交換器なしの場合は、燃焼負荷率 $2.0 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$ の点から大きさが制限されている。燃焼負荷率は、全圧損失率を多くとれば大きくできるものであるが、それにしても熱交換器なしの場合の $\Delta P/P_1 = 7.4\%$ において $L_b = 7.6 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$ という値は、現在の技術では非常にむずかしいと予想され、中間案としてあげた $D_i = 290 \text{ mm}$ が実現性のある限界と推定される。もちろん、ライナ長さを長くすれば、 L_b を低下させることができるけれども、これはエンジン全体の形状からみて望ましいものではない。これに対し、熱交換器ありの場合、全圧損失率増加が許容できれば、 $D_i = 290 \text{ mm}$ でも燃焼上の問題は無いと思われる。

以上のことから、燃焼実験のはじめにおいて、ライ

D_i mm	A_i m ²	D_i mm	l_i mm	V_i m ³	熱交換器あり			熱交換器なし		
					U_r m/s	$\Delta P/P_1$	L_b $\times 10^7$	U_r' m/s	$\Delta P/P_1$	L_b $\times 10^7$
330	0.0855	245	430	0.0203	23.1	0.039	1.5	12.8	0.021	2.7
290	0.0661	220	385	0.0146	29.9	0.066	2.1	16.6	0.035	3.8
240	0.0452	175	305	0.0734	43.7	0.140	4.2	24.3	0.074	7.6
					<30	<0.041	2.0	<30	<0.078	2.0

表2 燃焼器の大きさと燃焼負荷率 (L_b kcal/m³·h·atm) および全圧損失率 ($\Delta P/P_1$)

ナ径を $D_i=245mm$ および $220mm$ の2種類、これに熱交換器あり、なしの場合を含めて4種類のライナを考慮した(表3)。表3のライナA形およびライナB形の原型を図8、図9および図10、図11に示す。はじめに、このA、Bの二つの形を実験する。ライナC形は、A、B形の資料が揃えば、設計上特にむづかしい点はないと思われる形である。ライナD形は、燃焼負荷率の大きなところにむづかしさがある。

ライナ名称	ライナ直径 mm	熱交換器	設計点における燃焼負荷率
A	220	あり	2.1 $\times 10^7$
B	245	なし	2.7
C	245	あり	1.5
D	220	なし	3.8

表3 試作(予定)ライナの名称

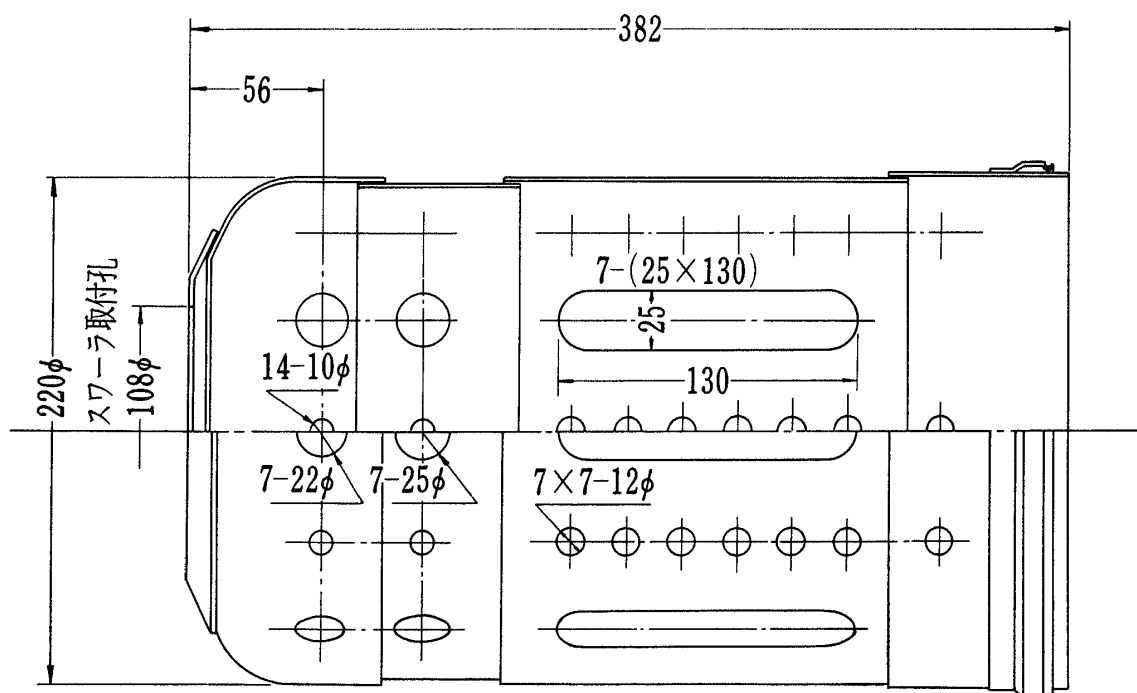


図8 ライナA型原型



図 9 ライナ A 型 原型

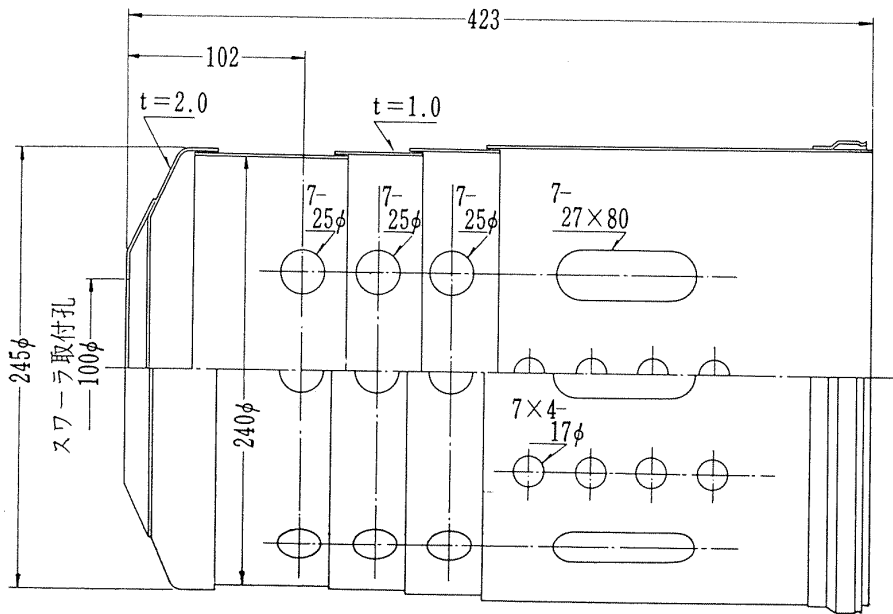


図 10 ライナ B 型 原型

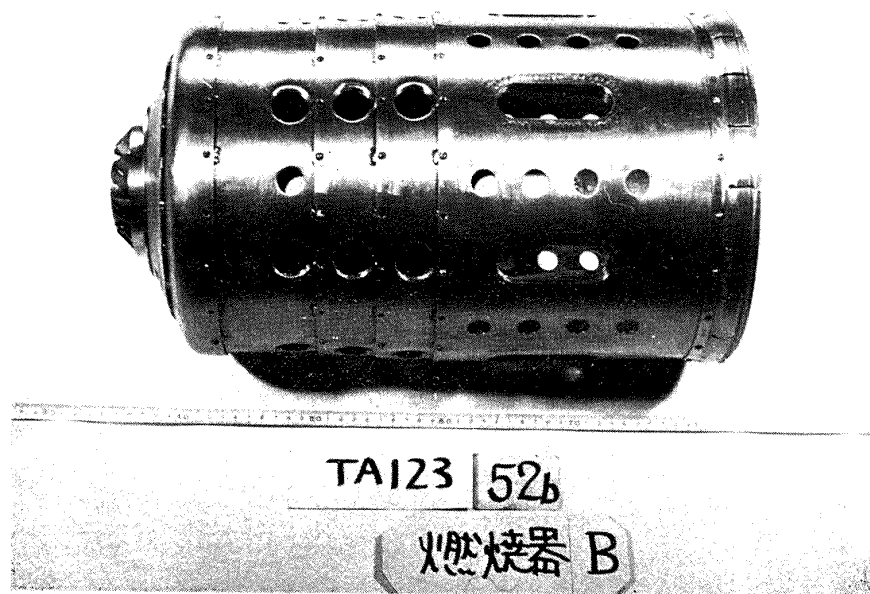


図 11 ライナ B 型 原 型

2. 4 スワーラ的设计

燃料噴射弁まわりからスワーラによって空気を流入することは、一次燃焼領域内の燃料過濃混合気の形成を防ぎ、振動燃焼の発生や排気中の煙減少に有効である⁹⁾。ただし、この目的のためには、スワーラから全体空気の7%以上という相当量の空気を流入させる必要があるが、このとき火炎の安定性低下や流れ模様の悪化があってはならない。

スワーラについては、筆者らが高負荷燃焼器の研究の一環として研究し、良好な性能をもつ形が見い出されている¹⁰⁾。この資料をそのまま利用すると、スワーラは、次のようなものになる。

(1) スワーラ形式：軸流形ただし内径部分を上流側はオフ・セットし、出口側の内径寄りに開口面積をいくぶん絞るような盲リングをつけたものとする。

(2) スワーラ有効径：図4に示した一次燃焼領域内の流れ模様を考え、スワーラより外周側に生ずる補助循環流領域(図4の③)の安定化の点から、有効外径 $D_s = (\frac{1}{2} \sim \frac{1}{3}) D_i$ とする。

(3) スワーラ旋回角：旋回羽根植込み角として、軸方向から45~50°とする。

(4) 盲リングは、スワーラ開口面積の22%前後の大きさとするが、最終的には保炎状態の観察から決定する。また、盲リングの内径側に切欠をつけ、保炎性能の向上と同時に、盲リング上の炭素堆積防止をはかる。

以上のことから、スワーラは、外径90mm, 95mm, 100

mmの3種、旋回角45°, 47.5°, 50°の3種の計9個、盲リングは、開口面積比にして15~45%の7種類、21個を試作した。試作したスワーラおよび盲リングの一部を図12に示す。

2. 5 燃料噴射弁的设计

ガスタービンに用いられている燃料噴射弁には、次のような形式がある¹¹⁾。

- (1) うず巻噴射弁
- (2) 空気噴射弁
- (3) 蒸発形噴射弁
- (4) 気流霧化形噴射弁

うず巻噴射弁は、高い燃料噴射圧力を必要とする欠点はあるが、構造的に丈夫で信頼性があり、また流量特性や微粒化特性などよく研究されていて設計が容易である。ガスタービンのように広い流量範囲に適するような各種の形式も考案されている。

空気噴射弁は、高い燃料圧力を必要とせず、構造が簡単で、燃料の微粒化特性のすぐれている長所をもつが、噴霧角を大きくすることがむずかしく、噴射弁用の高圧空気源を別に必要とする欠点がある。

蒸発形噴射弁も高い燃料圧力を必要としないが、十分な設計資料がなく、燃焼器の作動範囲を広くとるとき、耐久性に難点がある。

気流霧化噴射弁も燃料は低圧力でよく、構造簡単で耐久性にも問題はないが、良好な性能を示す作動範囲が狭く、現在では設計資料の少ないこともあって、一般向きではない。

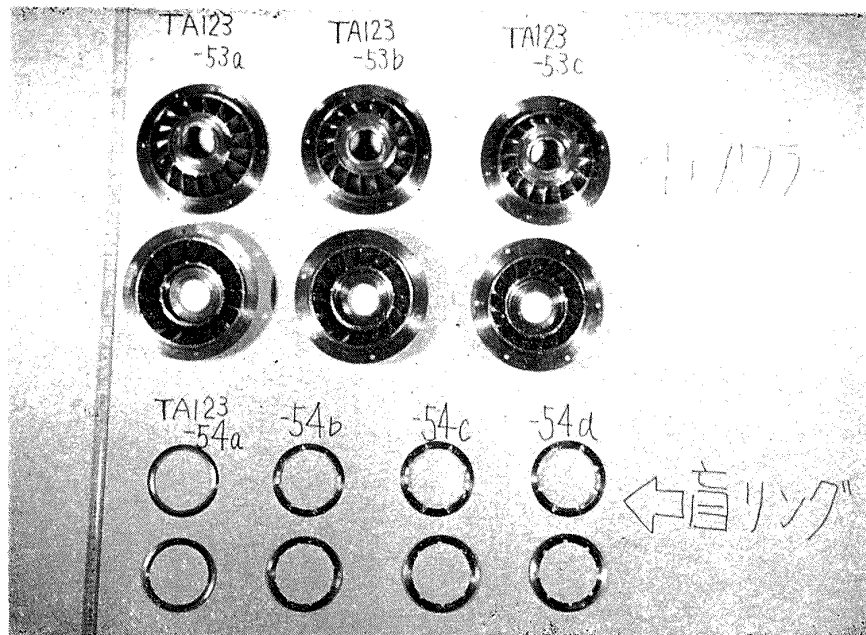


図 12 試作スワローおよび盲リング

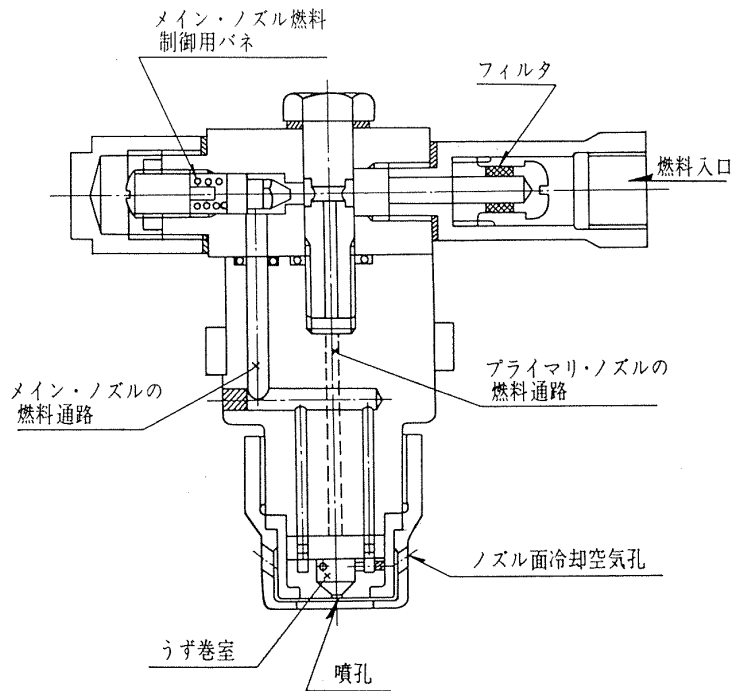


図 13 試作燃料噴射弁断面図 (メイン・ノズルチップのみを取付けた状態)

これらを総合し、設計の容易さ、燃料系統の簡単化を重視して、うず巻噴射弁を採用することにした。

燃料噴射圧力は、微粒化特性上は高圧にしたほうが望ましいが、燃料ポンプや配管、補機関係としてはなるべく低いほうがよい。このかね合いから、設計点で噴射圧力30kg/cm²程度にとった。

噴射弁は、広い流量範囲にわたり良好な微粒化特性を得る目的から、プライマリ・メインのそれぞれ独立したうず巻室を重ねたデュブル・ノズルとし、このうず巻室への燃料の供給配分は、バネ圧で調整する形にした。プライマリ・メインの同一噴射圧力における流量比は、ほぼ1：4にした。

設計点における所要燃料流量は、熱交換器を用いるとき $3.64/95=0.0383\text{kg/s}$ 、熱交換器を用いないとき $3.64/51=0.0714\text{kg/s}$ となる。実際には、余裕をみてこの15%増しを考えた。

噴霧角は、90°を基準にした。

ノズルチップは、燃焼試験用として、このデュブルノズルのほかに、プライマリ・メインノズルに相当するシンプルックスも製作した。

設計には、棚沢氏の提案している方法¹²⁾をそのまま用いた。

シンプルックスを組込んだ状態の噴射弁断面図を図13に示す。

3. 実験結果およびその検討

3.1 実験装置

燃焼器模型の燃焼実験には、当所原動機部の缶形燃焼器試験設備のうちの大気圧状態の試験を行なう常圧系を用いた。この試験設備の要目は、次の通りである。

空気流量	: 0.7~2.3kg/s
燃焼器入口空気圧力	: 0~0.36kg/cm ² G
燃焼器入口空気温度	: 25~55°C
燃料流量	: (最大) 250kg/hr
燃料圧力	: (最高) 100kg/cm ² G

なお、燃料噴射弁の噴射試験のみ、都合によって円環形燃焼器試験設備の燃料供給系を利用した。

3.2 燃料噴射弁の試験

燃料噴射弁の試験は、燃料流量—噴射圧力特性および噴霧角を調べることを目的に行なった。試験系統図を図14に、噴射弁付近を図15に示す。噴射量は、メスシリンダとストップウォッチで測定し、噴霧角については、分度器によって噴霧円錐の外側の角を読み取った。これは、実際には相当にむづかしく、測定者

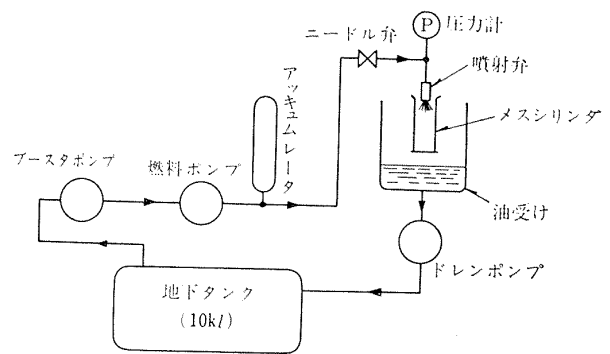


図14 燃料噴射弁試験系統図

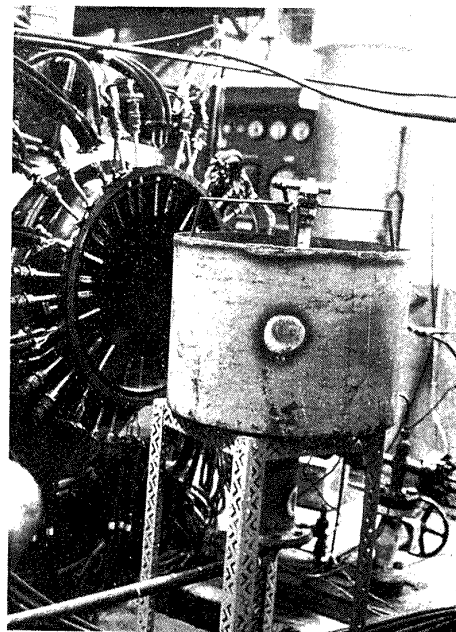


図15 燃料噴射弁試験装置

による差異が生ずると思われたため、すべて同一人が測定した。噴射状況を図16に示す。

試験した噴射弁は、すべて燃焼試験用に製作したシンプルックスで、プライマリノズル相当品(噴孔1.4mmφ)2個、メインノズル(熱交換器あり)相当品(噴孔2.2mmφ)2個、メインノズル(熱交換器なし)相当品(噴孔3.1mmφ)2個の計3種類、6個である。噴射燃料には、試験設備の都合上、ジェット燃料JP-4を用いたが、汎用ガスタービンとして灯油のほうが適当であるため、これを基準の燃料と考え、次式によって灯油の噴射量に換算した。

$$q_K = q_J \sqrt{\frac{\gamma_K}{\gamma_J}}$$

ここに q_K , q_J : 灯油およびJP-4の噴射量 g/s

γ_K , γ_J : 灯油およびJP-4の比重

試験結果を図17および図18に示す。図17に示した一点鎖線は、計画値であって、実測値はこれによく一致している。図18から、噴霧角は、噴射圧力によってい

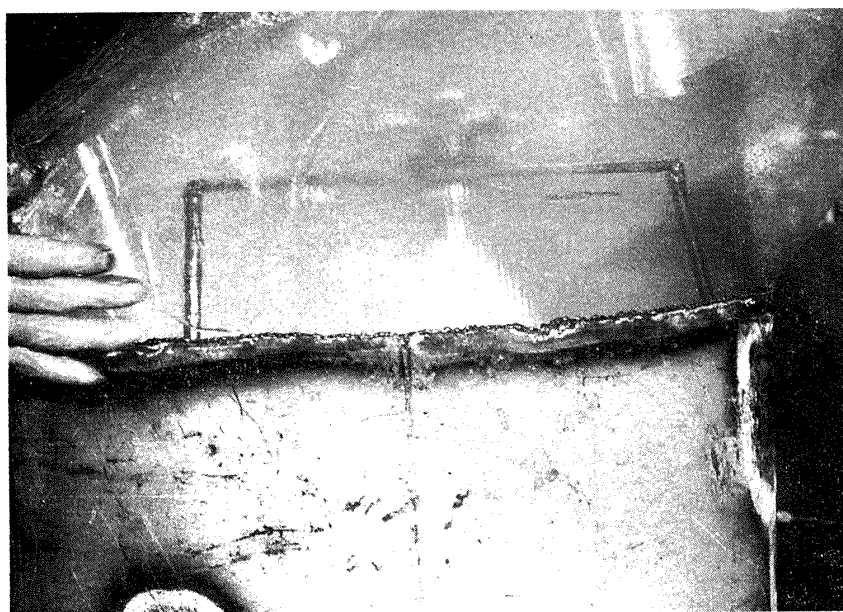


図 16 燃料噴射試験状況 (ビニールシートで噴霧の飛散を防いでいる)

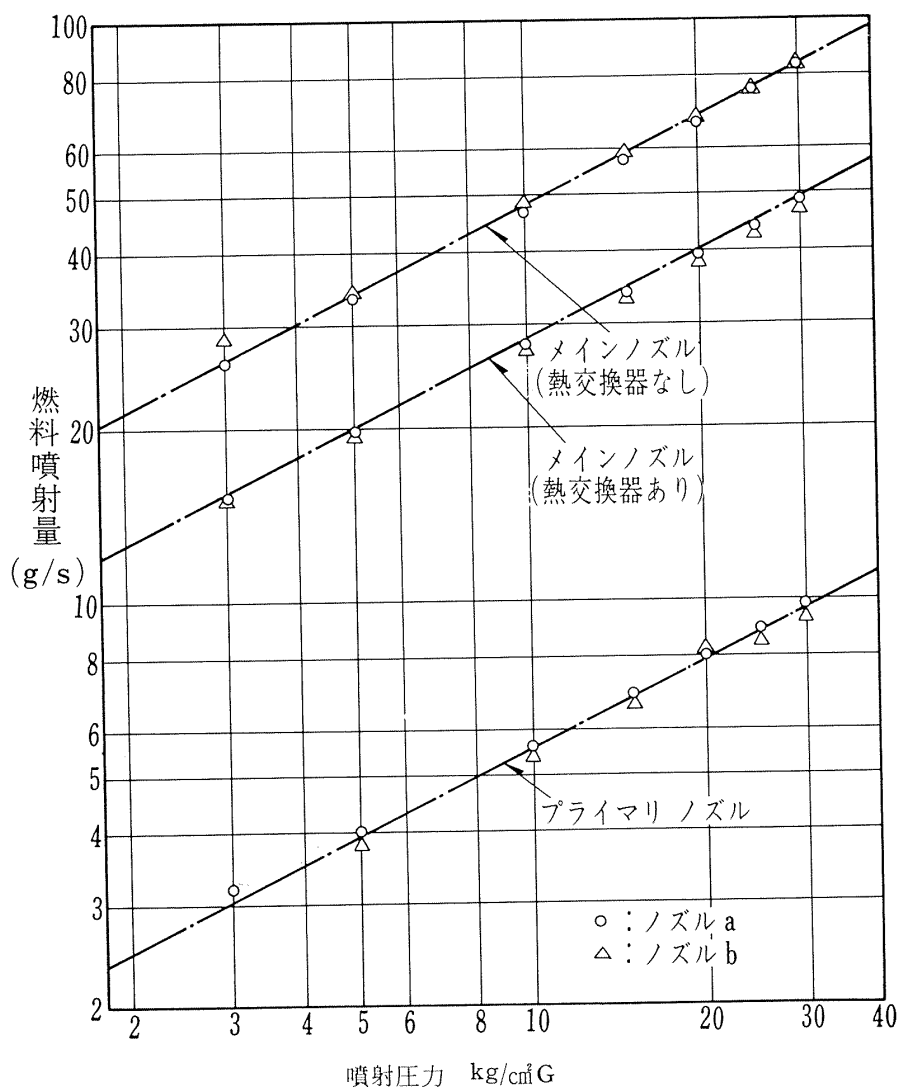


図 17 試作した燃料噴射弁の流量—噴射圧力特性

くぶんかわるが、ほぼ計画値90°の±5°以内に入っている。噴射状態の観察によると、噴射量の少ないプライマリノズルでは、噴射圧力の低いとき、噴孔直後の噴霧は図18(1)に示すような噴霧角をもっているが、すぐに横方向の貫通力を失なって広がらなくなってしまう。

この噴霧の形状は、着火性能に影響すると思われる。これに対し、噴射量の多い熱交換器なしの場合のメインノズルの噴霧は、低い噴射圧力までよく広がっている。

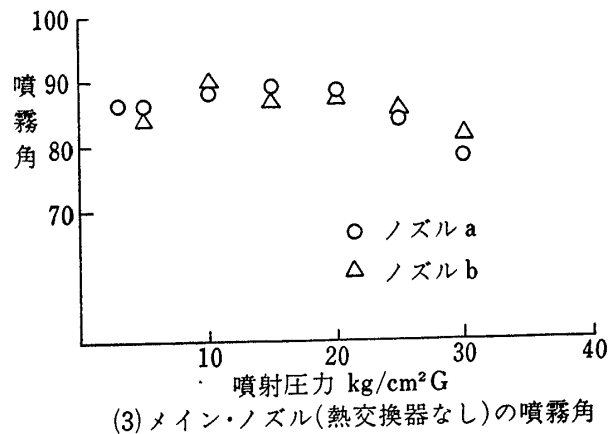
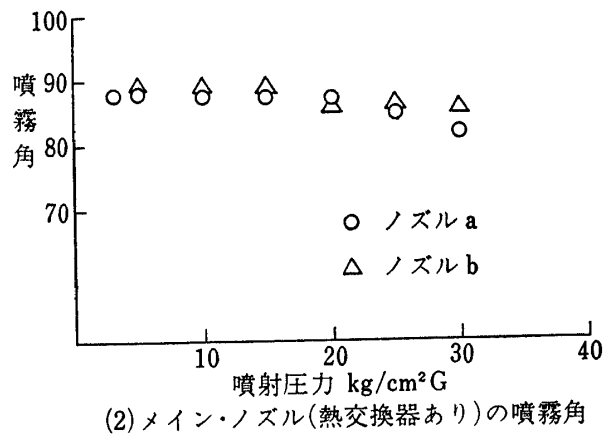
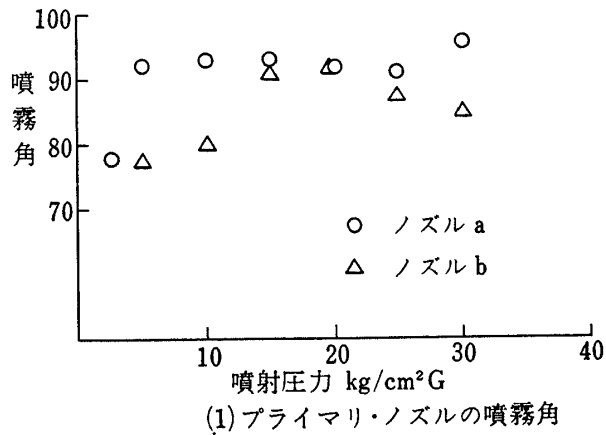


図 18 試作した燃料噴射弁の噴霧角

3.3 スワロー保炎状態の観察

スワローの保炎性能を調べるため図19に示すように、スワロー出口側を大気開放とし、燃料噴射弁座をふさぎ、スワロー下流側の循環流領域内にプロパンガスを送って燃焼させ、火炎の状態を観察した。プロパンガスの噴出孔は、ねじ送りによって位置の調節が可能である。保炎状態の一例を図20に示す。これによって次の内容のものを調査した。

(1) 燃料噴出孔の位置は、循環流領域内であればど

こでも火炎の状態に大きな変化はないはずであるが、これをチェックする。

(2) 循環流領域の火炎の形状としては、火炎は盲リングなしの場合、スワロー内径部分から双曲線回転面形に広がるが、盲リングをつけるとこの広がりが小さくなる。盲リングの適当な大きさのとき、火炎は、盲リングのふちからスワロー中心軸にほぼ平行に生ずる。これより盲リングを大きくすると、火炎は、盲リングのふちからしぼむ形になって切れ、保炎性能が低

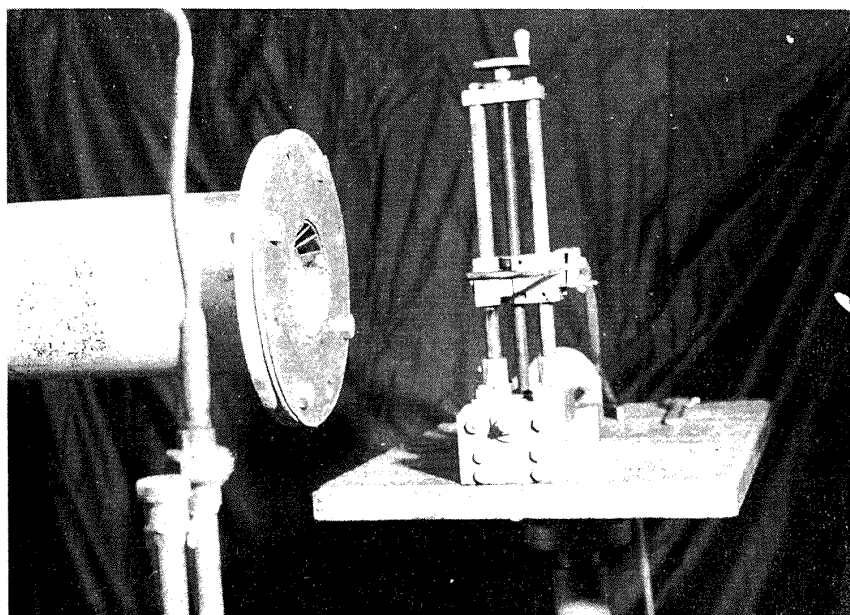


図 19 スワロー保炎状況の観察装置

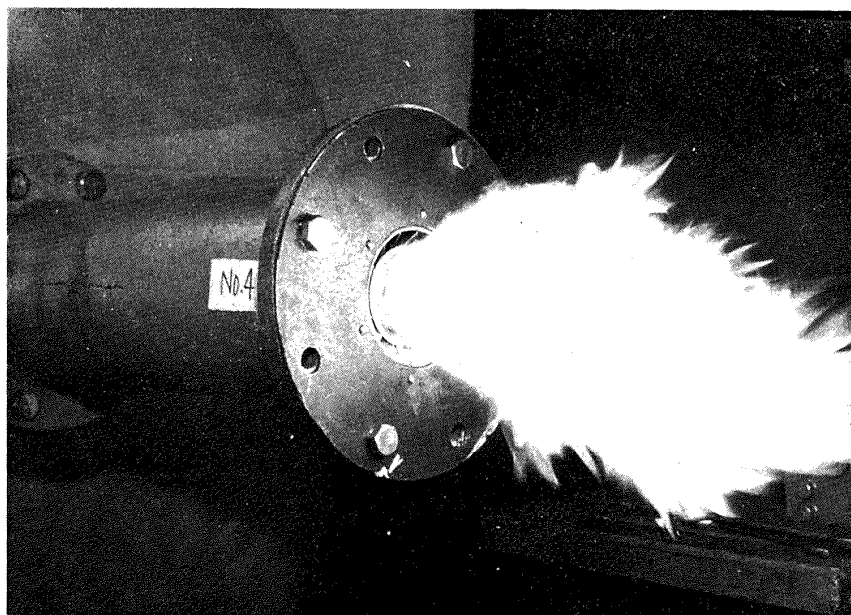


図 20 スワロー保炎状態の例

下する。この火炎形状の盲リングによる変化を調べ、最適の盲リング径を選定する。

(3) 盲リングの円周に火炎が一様についているかどうか。盲リングに製作誤差のあるとき、取付け不完全なとき、火炎の片寄りや火炎の発端が盲リングからはなれてしまう状態が生ずる。この構造的な欠陥は、きわめて敏感に現れる。

(4) 盲リング付近の火炎の色が、燃料流量を増したときまたは空気流速を低下させたとき、すすを含むような輝炎にならないか。循環流領域内の逆流速度がおそいと暗い色になりやすい。

(5) 空気流速を高めたとき、火炎の吹き消えが起きることなく、予混合炎に近い青炎の状態で、不規則な騒音を発せず、安定にもえるかどうか。

(6) 燃料流量を徐々に減少したとき、流量の十分少なくなるまで火炎が残っているかどうか。

(7) 小さな管からの空気噴流をスワロー近傍に、いろいろな方向から入れて保炎状態が改善されるかどうかみる。改善されない状態まで調整されているのが理想である。

(8) スワロー内径側の表面に炭素堆積ができそうかどうか、スワローの温度はどうか、試験後の表面状態から推定する。

実験の都合上、簡単に調整できるものは、盲リング外径および盲リングにつけた切欠である。この試験から、各スワローについて、それぞれ最適の盲リングを選定した。それに関して次のようなことが明らかになった。

(a) 良好な火炎形状を示す盲リングのスワロー開口

面積に対する大きさは、実験したスワロー旋回角45～50°の間では、旋回角による変化はあまりないが、詳細に調べると、旋回角の大きなもののほうが、最適の盲リング径は小さくなる。

(b) 最適盲リングの大きさに及ぼすスワロー外径の影響は、表4に示す程度であった。

スワロー外径 mm	スワロー内径 mm	最適盲リング径 mm	スワロー開口面積に対する盲リングの面積比%
100	62	74	26.5
95	62	71	23.1
90	62	70.5	26.5

表4 各スワローに対する最適盲リング径

(c) 表4からも明らかなように試作スワローは、その内径を一定にしているため、外径の異なるスワローは相似形でない。この外径/内径比の影響として外径95mmφのものがもっとも良いようである。

(d) スワロー旋回角は、45°、47.5°、50°のうち外径95mmφスワローでは47.5°がもっともよく、あと50°、45°の順になった。外径100mmφスワローでも47.5°がもっともよかったが、90mmφスワローでは50°のほうがよいようであった。

(e) 盲リング内径側から少量の空気を流入させる切欠きの大きさは、盲リングの径にもよるが、円周8か所、大きさ3.5mmφ孔相当が適当であった。

3.4 燃焼器による燃焼実験

燃焼器は、図21に示すように組立てた。燃焼器に流す空気は、外筒から、軸と直角方向に円周2か所から

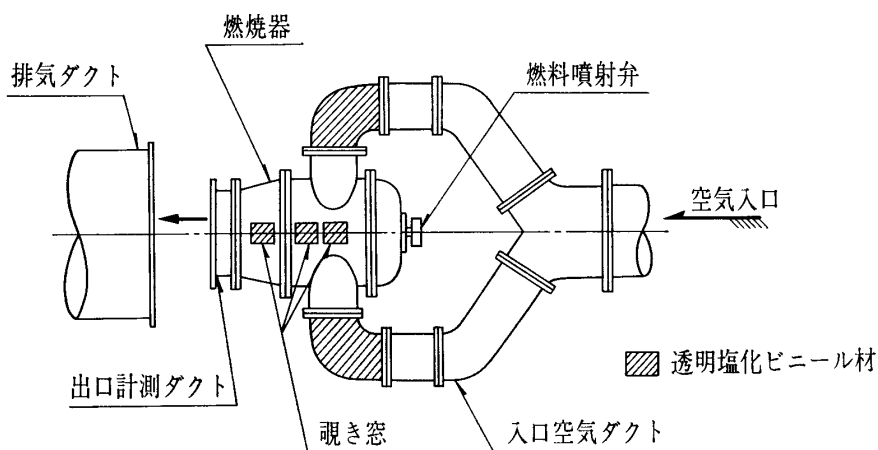


図21 供試燃焼器取付状態

流入させる。燃焼器出口は、大気開放である。

次の項目を計測した：燃焼器入口にて

空気温度（サーミスタ温度計）	1点
空気全圧	2点
静圧	1点

燃焼器出口にて

燃焼ガス温度（CA熱電対）；円周方向6か所，半径方向5点	計 30点
全圧；円周方向6か所，半径方向5点	計 30点
一次燃焼領域の温度（PR熱電対）；	トラバース 1か所

なお、必要に応じ、燃焼器外筒の壁圧14点を測定した。火炎の様子は、外筒に6か所の覗き窓をつけ、また入口空気ダクトの一部に透明塩化ビニールを使用し、これから観察した。燃焼器出口側からも、内部の観察ができる。このほかに空気流量，燃料流量を計測している。

実験範囲は、設計点における空気容積流量を100%とし、この70%、50%の3種類、空燃比は $n=45\sim 140$ の間を3～5点とった。燃料には白灯油を用いた。

燃焼実験状態（出口温度のみを測定している）を図22に示す。

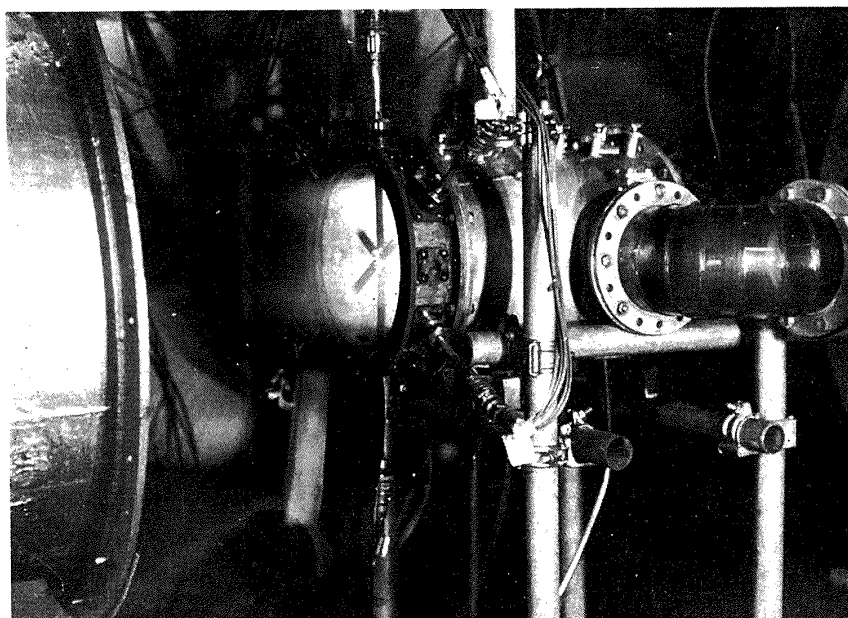


図 22 燃 焼 試 験 状 態

燃焼実験に際し、はじめの段階においては、燃焼効率特性と出口温度分布の二点を重視し、これに満足する性能が得られるよう改良する方針を立てた。また、なるべく短期間に性能の良い形を得よう考え、いずれかの性能に不十分であると判定されたものは、その時点で実験を中止し、改造するようにした。

3. 4. 1 A形燃焼器の実験結果

(1) A形燃焼器ライナ原型の性能

まず、ライナ原型の性能を調べるため、図8に示したライナにスワラ90mm ϕ 、26.5%盲リング付を組合せて燃焼実験を行なった。このときの燃焼効率特性および出口温度分布を図23、図24に示す。これから原型の問題点をあげてみると次のようになる。

(a) 火炎の吹消えが空燃比 $n=60$ 付近と小さく、一般には吹消え点が $n=600\sim 1,000$ になることを考える

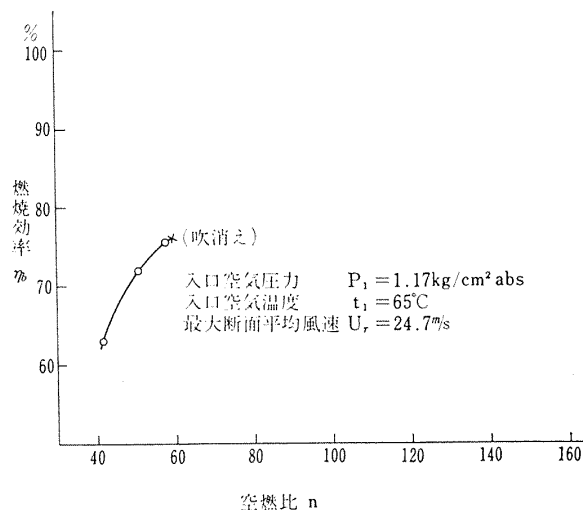


図 23 A形燃焼器 原型の燃焼効率特性

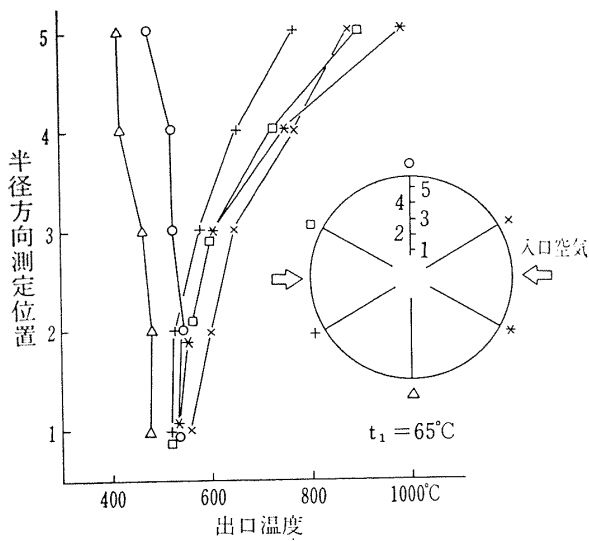


図 24 A形燃焼器原型の出口温度分布

と、何か異状がある。

(b) 火炎の吹消えない範囲でも燃焼効率が低い。

(c) 出口温度分布が均一でない。

(a)項について検討してみると、スワローの保炎性能は、予備実験において確認しており、良好なものであったから、スワローが原因ではない。また、スワローとライナの直径比は $90:220=1:2.45$ でこれも適当と思われる。したがって、火炎不安定の原因は、スワローとスワローに近いライナ空気孔の相対位置が不適当であったと推定される。別の、一次燃焼領域のみの箱形模型の実験¹⁰⁾によると、スワロー下流側の循環流の安定化に対し、スワロー外径 $55\text{mm}\phi$ のときライナ空気

孔は軸方向に最小 40mm はなす必要があった。この必要距離がスワロー外径に比例するものとすれば、 $90\text{mm}\phi$ のスワローでは、 66mm 以上になる。原型では、ライナ壁面の冷却の点から、空気孔までの距離が 56mm になったが、これが過少であったためと考えられる。

(b)項は、(a)と関連していよう。すなわち、(a)の点を改善すれば、燃焼効率の改善も期待できる。燃焼効率特性に及ぼすその他の因子の影響については、別に考慮する。

(c)項の内容は、図24から明らかなように、全体的に中央部分が低温で外径側が高温なこと、および上、下と横方向位置で分布形がことなっていることである。中央部分が低温なことは、希釈空気の貫通距離が大きすぎるためと考えられ、上下と左右の差異は、燃焼器入口空気孔が左右2か所であることに起因すると考えられる。

なお、全圧損失係数は、 $\phi=20\sim 21$ 程度で、これは設計時に考慮した $\phi=35$ より小さく表2中の熱交換器ありとした場合の圧力損失率 0.056 の値は要求値の 0.041 以下になる。

(2) A形燃焼器の性能改善対策

全部で12種類の形状のことなるものの試験をした。その結果は次の通りである。

(a) スワローを原型の $90\text{mm}\phi$ から $100\text{mm}\phi$ にかえる：これはほとんど効果がなかった。

(b) 一次燃焼領域の空気孔にバップル板をつける：一次空気孔からの流入空気の円周均一化をはかるこ



図 25 ライナ上流側のバップル板

と、およびスワラ下流側の循環流に空気噴流が干渉しないよう流入方向を下流側に向けることを考え、図25のようなパップル板をつけた。実験してみると、目的通り火炎の安定性改善には効果があったが、燃焼効率は $\eta \approx 70\%$ と低く、出口温度分布も原型のものとはほとんど同じであった。

(c) ライナ下流側の希釈孔のうち左右のものを大きくする：原型の出口温度分布の左右、上下の不均一性を修正するため、左右から流入する希釈空気量の増加をはかり、左右の希釈空気孔面積を上下のものとの1.5倍まで増した。(b)のパップル板はつけたまま、スワラは $100\text{mm}\phi$ を用いた。実験結果を図26と図27(a)に示す。出口温度分布について効果がみられ、燃焼効率特性も改善されたが、ともにまだ十分でない。

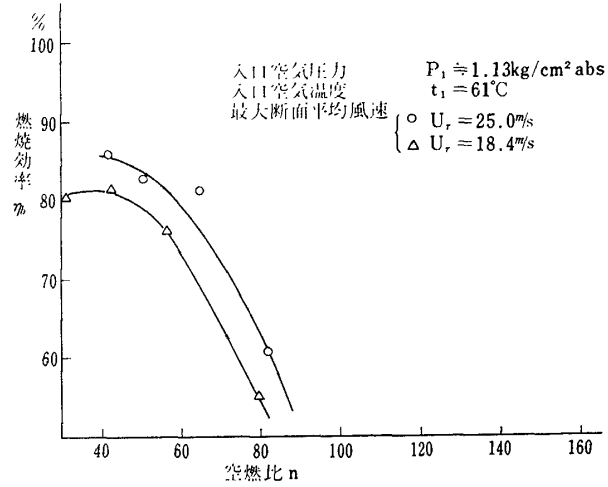


図 26 A形燃焼器改造 c の燃焼効率特性

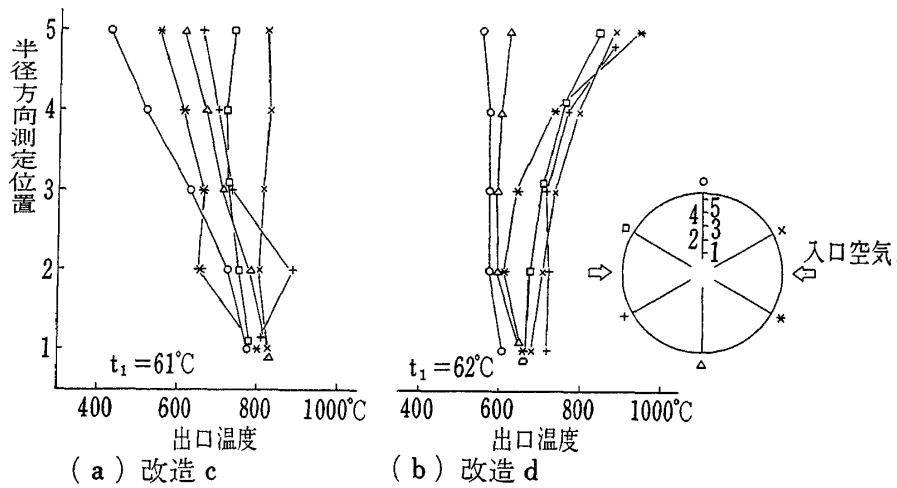


図 27 A形燃焼器 (改良型) の出口温度分布 (I)

(d) 希釈空気孔に案内筒をつける：図27(a)では、中央部分の温度がまわりより高めているため、希釈空気孔に高さ15mmの案内筒をつけ、希釈空気流の貫通距離増加をはかった。これは、効果があった(図27(b))。

(c), (d)の結果から、この二つの方法を合せて調整すれば、出口温度分布の均一化ができると推定される。こののちは、出口温度分布と燃焼効率の最良値を空燃比の大きな側に広げることを合せて考えることにした。

(e) 燃焼領域の空気孔を小さくする：スワラ付近の火炎の安定性向上を考え、スワラ下流側の循環流に及ぼすライナ空気孔からの空気噴流の影響を少なくするよう空気孔を原型の $22\text{mm}\phi$, $25\text{mm}\phi$ から $18\text{mm}\phi$ と小さくして空気噴流の貫通距離減少をはかった。また、 $90\text{mm}\phi$ のスワラを用い、スワラから第1列空気孔

までの距離を 86mm と 30mm 長くした。全体のライナ空気孔面積を原型とほぼ同一にするため、空気孔の数を増

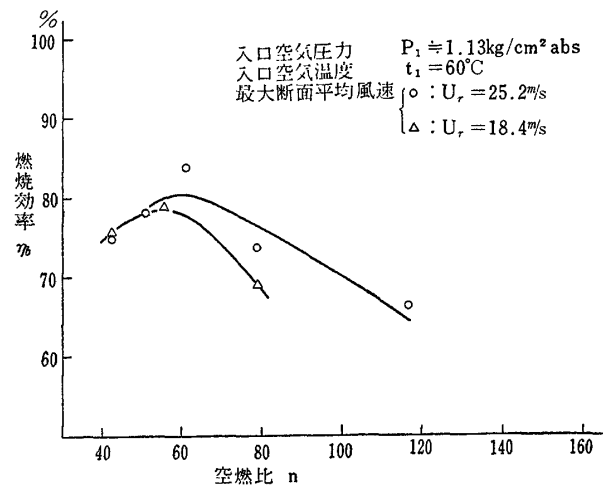


図 28 A形燃焼器改造 e の燃焼効率特性

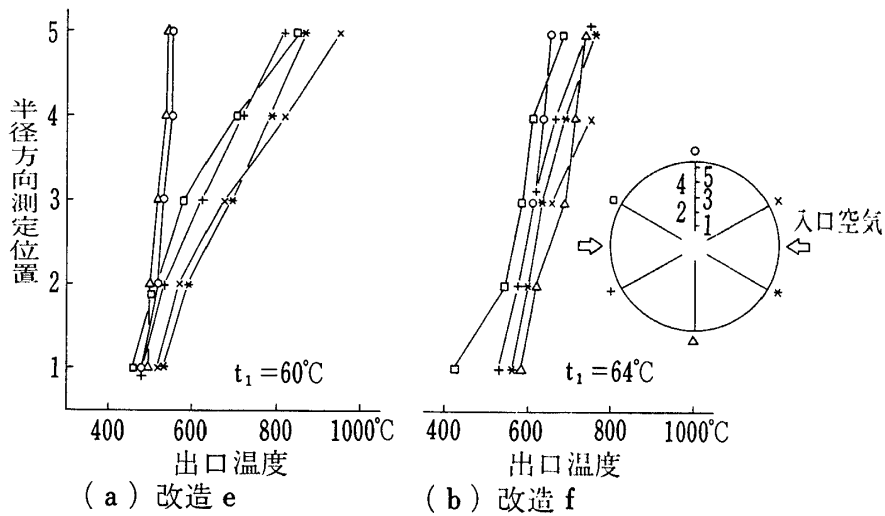


図 29 A形燃焼器(改良型)の出口温度分布(II)

し、円周9個等配、軸方向3列の計27個とした。パップル板はつけたまま試験した。この形の燃焼効率特性および出口温度分布を図28と図29(a)に示す。空燃比の大きなところの燃焼効率低下の傾向が軽減されている。このライナの希釈空気孔は、(c)に準ずる形であるが、左右/上下の空気孔面積比が(c)より小さく(約1.3 : 1) 出口温度分布は原型のものに近い形になった。

(f) 希釈空気孔を円周4個の丸孔とする。：図29(a)の温度分布改善の一方法として、希釈空気孔を左右80mmφ、上下65φの丸孔とした。一次空気孔は18mmφ～円周9個、2列、パップル板付きである。出口温度分布は、図29(b)に示すように揃い、燃焼効率特性は(e)のものと同様であった。

(g) 希釈空気孔を円周6個とする：左右の4個の空気孔面積を上下のもの1.3倍と大きくした。出口温度分布は、図29(a)と(b)の中間程度の形になった。

(h) パップル板の形状をテーパ形にする：燃焼領域に流入する空気の軸方向の配分を調整することおよび全圧損失の低下を目的にした。一次空気孔は、円周12個、軸方向2列とし、左右の空気孔6個づつを23mmφ、上下の空気孔6個づつを12mmφとした。希釈空気孔は(g)と同じである。出口温度分布は、半径方向には一様であるが、円周方向の差が大きく、燃焼効率は、空燃比 $n=80\sim 120$ の間で $\eta_b \approx 80\%$ と空燃比の大きな側の性能が改善された。

(i) 燃焼領域出口のライナ内面にアニュラパップルをつける：アニュラパップルの効果は、ライナ壁面に流れる燃料を気流中に飛ばすこと、パップルが保炎器として働くことである¹³⁾。ライナは(h)の状態に(f)の希釈孔を用いたものである。パップルは高さ5mmで、燃

焼用空気孔18φ、9個×2列の下流側に取付けた。実験の結果、火炎の安定性が悪くなり、出口温度分布も(h)と同程度で改善されなかった。これは、パップルの位置が適当でなかったためと推定される。

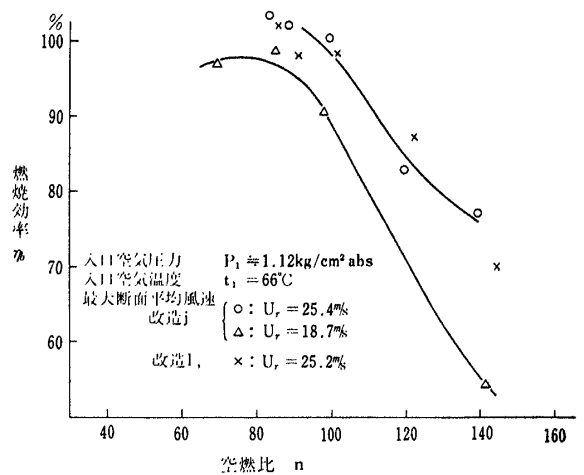


図 30 A形燃焼器改造 j, l の燃焼効率特性

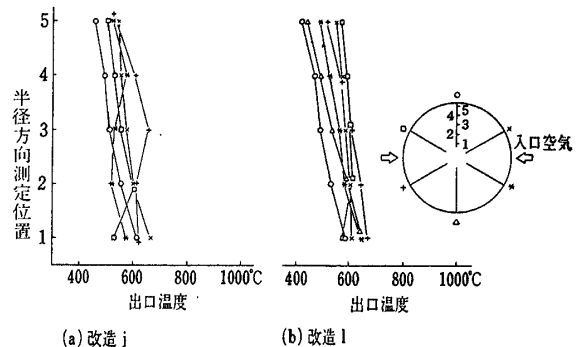


図 31 A形燃焼器(改良型)の出口温度分布(III)

(j) 適当に多数の丸孔空気孔をあけたライナ：空気孔全体について上下、左右で面積をかえかつ全空気孔面積を大きくした。パッフル板を取外し、全圧損失の低下をはかった。これは燃焼効率、出口温度分布とも改善されている（図30、図31(a)）。

(k), (j)の空気孔配列を整理したもの：空気孔を円周12等分とし、空気孔の大きさを統一した。このため、全空気孔面積は、(j)の384cm²から351cm²に減少した。実験してみると出口温度分布は、図31(a)と同様であったが、燃焼効率が(j)よりいくぶん低下した。

(l), (k)の空気孔面積を増したもの：(k)の空気孔配置に加えて燃焼器出口側に空気孔1列を追加し、全空気孔面積を400cm²と広げたもの。この実験の最終形。燃焼効率および出口温度分布を図30、図31(b)に示す。出口温度分布がやや中央高めの形になっているが、その他の点は良好である。

(3) A形燃焼器の性能改善対策の検討

(a) 燃焼効率特性の改善

はじめ、保炎領域の火炎安定性の改善の目的から次の二つのことを行なった。

(i) スワラ取付面からライナ空気孔までの距離を十分大きくして空気噴流がスワラ下流側の循環流を乱さないようにする。

(ii) 上流側のライナ空気孔の大きさを小さくして空気噴流の貫通距離を小さくする。空気孔面積を同一にすると、円周方向の空気孔数が増す。

これらはいずれも効果があった。次にライナ空気孔からの噴流による火炎の部分的な吹消えや冷却を防ぐため、空気噴流流速の低下を考え、全ライナ空気孔面積を増加させた。空気孔面積増加にともなう燃料-空気の混合の悪化は、空気孔に案内筒をつけて貫通距離の増加をはかることおよび各空気孔の相対位置の修正をして、また空気孔の個数を増して防いだ。

最大断面平均風速がおそくても、ライナ空気孔面積を減らしていくと混合が促進されて火炎長さが短かく

なり、青炎になってもえるが、圧力損失が増加し、燃焼効率の低下する傾向がでる。この燃焼器のように $U_1 < 30\text{m/s}$ の場合には、大気圧燃焼時、輝炎に近い色または紫色の火炎になるよう調整したほうがよいと考える。

はじめの形では、燃焼効率の最良値が空燃比の比較的小きな側にあり、熱交換器なしの場合の設計点空燃比 $n=51$ には適しているが、熱交換器付の場合の $n=95$ では燃焼効率低下が大きく、不適であった。燃焼効率の最良値を空燃比の大きな側に移動するため、

(i) 燃焼領域にくらべ、希釈領域の空気孔面積を増す。

(ii) 全ライナ空気孔面積を増す。

の二つの方法をとった。これは、図28と図30から判明するように効果があった。さらに空燃比の大きな側の効率改善については、燃料噴霧の微粒化をはかる必要があると思われる。たとえば図28をみると最大断面平均風速を低下させたとき、空燃比の大きなところで燃焼効率の低下が大きく、噴霧粒径粗大化の原因が推定できる。空気圧力が高まり、同一風速でも空気流量が増すようになると（この実験では風速を合せている）、同一空燃比でも燃料流量が増加し、燃料噴霧粒径の影響は軽減する。

(b) 出口温度分布の改善

半径方向の温度分布に対し、中央部分の高温なときは、

(i) 希釈空気孔直径を大きくする。

(ii) 希釈空気孔に案内筒を立てる。

(iii) 希釈空気孔円周方向の位置を、その上流側の空気孔中心に合せる。

の方法から希釈空気の貫通距離を増すようにした。外径側の高温なときには、この反対の方法をとる、という考えで調整した。

円周方向の分布に対し、燃焼器入口の空気孔が2か所になっている影響が残り、左右と上下で温度分布に

	原型	改 a	改 b	改 c	改 d	改 e	改 f	改 g	改 h	改 i	改 j	改 k	改 l
円周方向の空気孔数	7	7	7	7	7	6	4	6	6	4	14	12	12
左右/上下の面積比	1.0	1.0	1.0	1.5	1.5	1.3	1.5	1.2 _g	1.2 _g	1.5	(1.5)	1.4	1.4 _g
左右/上下の温度分布	左右の温度高し	左右の温度高し	左右の温度高し	左右の温度わずか高し	左右の温度高し	左右の温度高し	ほぼ均一	左右の温度やや高し			ほぼ均一	左右の温度わずか高し	左右の温度わずか高し

表 5 希釈空気孔の配置

差異が現われた。これを希釈空気孔で調整するため、希釈空気孔円周方向の個数を4, 6, 7, 12, 14とかえ、左右/上下の空気孔面積比を1.0~1.5とかえた(表5)。各組合せ全部の試験はしなかったが、この実験からは、円周方向の空気孔数の影響はあまりなく、面積比の影響の大きなことが明らかになった。この面積比の最良値は、1.5付近にあるが、希釈空気孔より上流側の空気孔配置によっては、1.5よりも大きくしたほうが良いようである。

円周4個という少数空気孔の性能は、予想以上によく、希釈空気の混合の様子については、さらによく調べる必要がある。

3.4.2 B形燃焼器の実験結果

(1) B形燃焼器ライナ原型の性能

スワータ95mmφ, 73.5φ盲リング付と組合せて試験した原型の燃焼効率および出口温度分布を図32と図33に示す。図32から試験した範囲内では、燃焼効率が入口空気温度に多分に影響されることが判明する。ほかの

実験から推定すると、入口空気温度の影響は、入口空気温度が高くなるに従って減少し、 $t_1 \geq 160^\circ\text{C}$ ではほとんどないものと思われる¹³⁾。この点については、入口空気温度を高めて実験する必要があるが、それにしてもこの $t_1 = 30 \sim 60^\circ\text{C}$ に対する変化は大きすぎるようである。入口空気温度 60°C のときの燃焼効率値もさらに改善したほうがよいと思われるが、実験点が少なく、空燃比に依存する形が明らかでないので、この図から判断することは無理である。

図33の出口温度分布は、A形の場合と同様、上下位置が低く、燃焼器入口空気孔のある左右位置で高い形になっている。半径方向には、中心部で揃い、周周で不均一になっているが、平均値をとれば、半径方向にほぼ一様な分布になる。

全圧損失はA形燃焼器の場合と同様、損失係数にして $\phi = 20 \sim 21$ の間にあり、設計時の見積り $\phi = 35$ にくらべて小さい。

火炎は、ほぼライナ内におさまリ、部分的にのびる

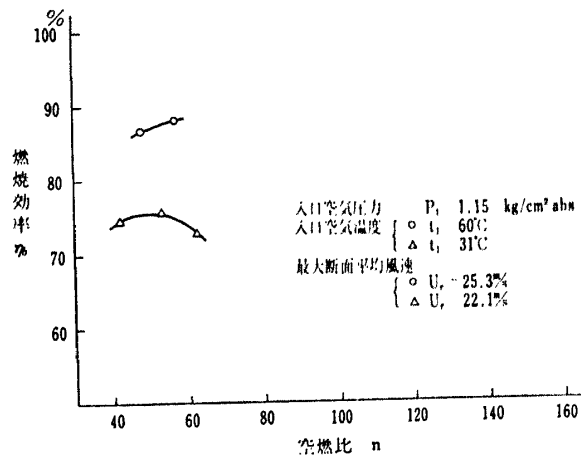


図 32 B形燃焼器原型の燃焼効率特性

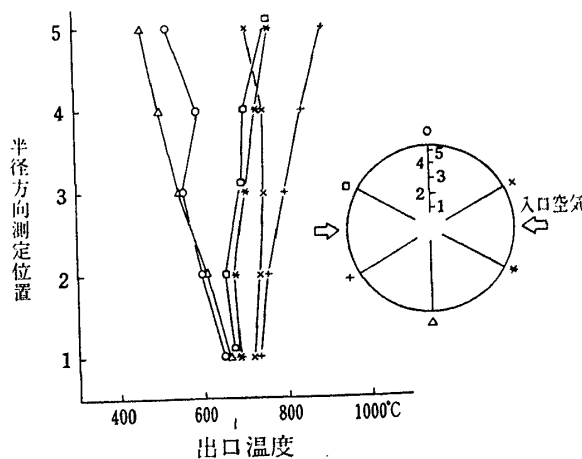


図 33 B形燃焼器原型の出口温度分布

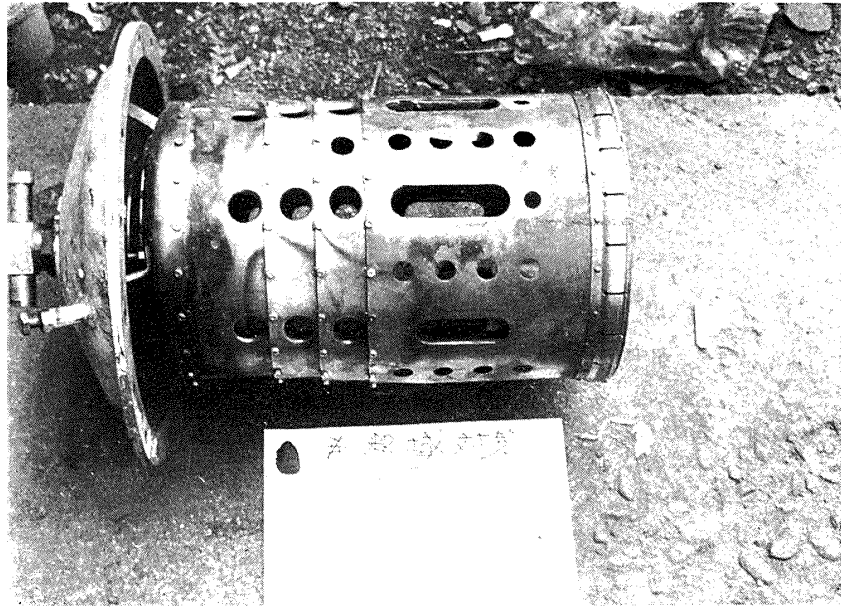


図 34 B型燃焼器ライナ 改造 b

ようなことはなく、この点は、問題ないと思われた。

(2) B形燃焼器の性能改善対策

(a) 出口温度分布の一様化のため、左右の希釈空気孔 2 個ずつの長さを 100mm (原型は80mm) にのばす：多少効果はあったがまだ十分でない。

(b) 左右の希釈空気孔 2 個ずつの下流側に 15mmφ 空気孔を追加し、この希釈空気孔の中間にある 17mmφ、4 個の空気孔を 20mmφ と大きくし、さらにこの上流側に 1 個丸孔を追加する(図34)：この空気孔の変更は、燃焼器内部の火炎の観察からきめたものであるが、結果はあまり有効でなく、上下位置の温度がその他の場所より低くなっていた。ただし、左右位置の温度はよく揃い、半径方向に一様になってきた。

(c), (d), (e) ライナは改造 b と同一で、スワーラ 100mmφ を用い、盲リングの影響を調べたものである。盲リング径は 79.5mmφ, 80.5mmφ, 81.5mmφ の 3 種類を用いた：この燃焼効率特性を図35に示す。この図では盲リングによる差異がほとんど現われていない。ただし、81.5mmφ 盲リングのときには、振動燃焼が起きやすくなった。100mmφ スワーラるとき、前記のスワーラ単体の保炎試験の結果から 74mmφ 盲リングが最適と推定され、この比較試験に用いた盲リングはいずれも大きすぎて差が明らかにでなかったものと思われる。

(f) スワーラにもっとも近い列の空気孔のうち、上側 2 個、下側 1 個を盲する：空気孔が円周 7 等分になっているため、上、下対称にならない。これは、出口温度分布の改善にほとんど効果がなかった。

(g) 図25に示すようなバップルをつけてみる。スワ

ーラ 90mmφ, 盲リング径 70.5mmφ, ライナ改造 b：実験結果を図36と図37に示す。出口温度分布は、比較的揃ってきたが、火炎が不安定で振動燃焼を起こしやすくなった。バップルによる全圧損失の増加は、損失係数にして $\Delta\phi=5\sim6$ ある。燃焼効率値は、図35の場合より低い。

(h) バップル付のまま、スワーラ 100mmφ, 盲リング径 74mmφ を用いる：バップル付の状態では、空燃比の大きな側の燃焼効率が低下し(図36)、出口温度分布も不均一になった。これは、スワーラからの流入空気量の増加に基づくとと思われる。

(i) バップル付のまま、スワーラ 95mmφ, 盲リング径 71mmφ を用いる：燃焼効率特性は、図36に示すように、空燃比の小さな側で良好になった。

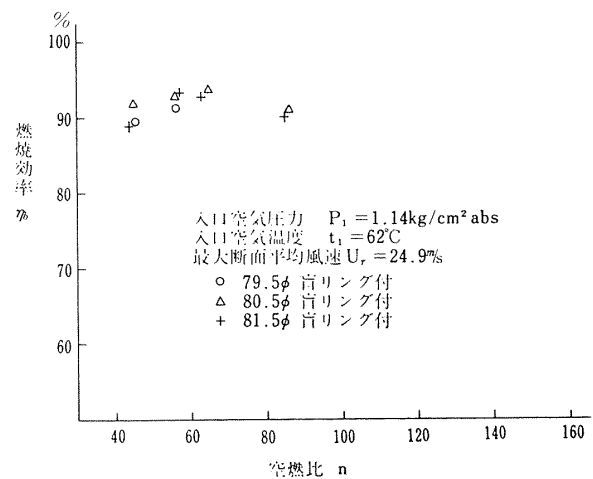


図 35 B形燃焼器の燃焼効率に及ぼすスワーラ盲リングの影響 (ライナ改造 b, スワーラ 100mmφ)

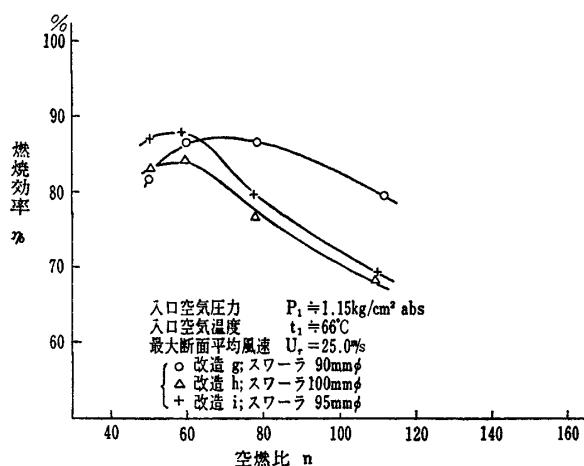


図 36 B形燃焼器のパッフル板をつけたときの燃焼効率特性

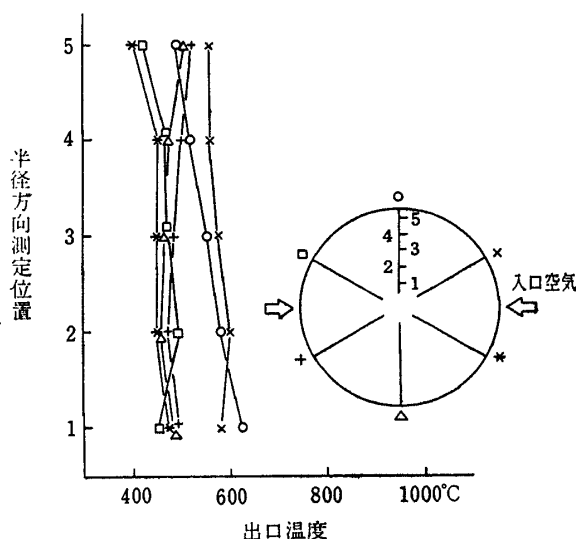


図 37 B形燃焼器 改造gの出口温度分布

この(g), (h), (i)は、希釈空気孔についていくぶんことなっているが、おもな違いはスワーラにあるとみてよい。出口温分布は、スワーラ径の小さなものほど均一である。

(j) パッフル付のまま、希釈領域の丸形空気孔のうち、上下方向にあるものを盲する：出口温度分布の均一化を目的にしたもので、結果は、外径側で均一になったが、中央部分は改善されなかった。

(k) テーパーパッフル付、スワーラ 95mmφ、盲リング 71mmφ、ライナは(j)と同一、の組合せ：パッフル板の直径を上流側（燃料噴射弁側）で大きく、下流側で小さいテーパー付とした。得られた燃焼効特性、出口温度分布を図38、図39に示す。最大断面平均風速 $U_r=25.1$ m/s のとき、燃焼効率の最良値が空燃比にして $n=55\sim65$ の間にあり、熱交換器なしの場合に適する形にな

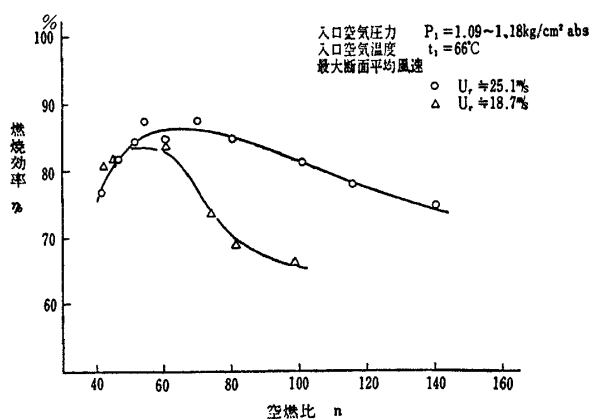


図 38 B型燃焼器改造h（テーパーパッフル板付）の燃焼効率特性

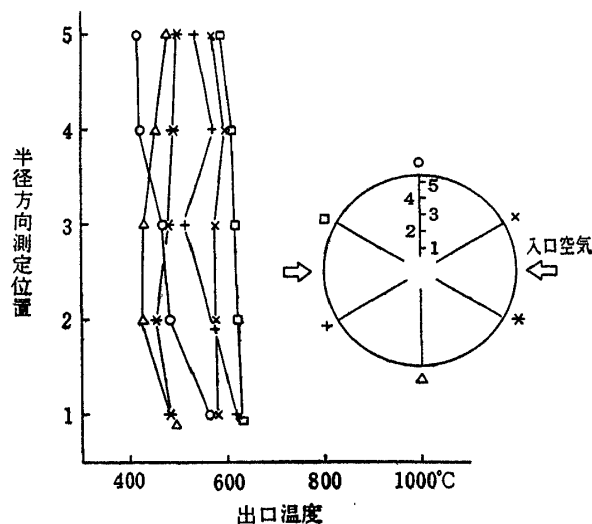


図 39 B形燃焼器改造k（テーパーパッフル板付）の出口温度分布

っている。しかし、この付近の空燃比における燃焼効率値は $\eta_b=86\%$ 程度と低く、この実験状態においても $\eta_b<90\%$ に高める必要がある。また、 $U_r=18.7$ m/s と風速を設計状態に近づけたとき、特に、空燃比の大きな側の燃焼効率低下が大きく、A形燃焼器の場合と同様、燃料噴霧の平均粒径を現在のものより小さくする必要があろう。出口温度分布は、その前の状態と比較してみると、大分揃ってきている。図39の上下非対称の分布形は模型の製作精度にも依存すると思われ、今回の実験では、この程度でよいとした。

(3) B形燃焼器の性能改善対策の検討

(a) 燃焼効率特性の改善

B形燃焼器の場合、A形燃焼器について行なった入口空気温度 $t_1=60^\circ\text{C}$ の状態では、原型でも燃焼効率

が $\eta_b \approx 90\%$ に近く、改善の余地はあると考えたものの、それより問題の大きな出口温度分布の改善を重視し、出口温度分布の改善にともなう燃焼効率特性の変化を調べるにとどめた。その結果、燃焼効率値は、図 35 に示したものが最良で、他の場合はこれより低くなった。

燃焼効率特性に影響する因子としては

- (i) 燃料噴霧粒径
- (ii) スワラ
- (iii) ライナ空気孔配置と全開口面積

が考えられ、A 形燃焼器の場合には、特に (iii) を直視して試験した。B 形燃焼器では、まず (i) の影響を調べるため、燃料噴射弁を小さくし (A 形燃焼器用；熱交換器付の場合の噴射弁と交換)、同一噴射量に対して平均粒径を 40% 小さくして実験した。結果を図 40 に示す。空燃比の大きな、燃料流量の少ない範囲では、どちらの噴射弁を用いても粒径が大きくなっているため、気流微粒化の影響が大きく噴射弁による差異は少ないが、空燃比の小さな範囲では、明らかな差がある。

次に (ii) スワラの影響として、図 36 の結果を得ている。これからスワラ径を小さくする (開口面積を少なくする) と空燃比の大きな範囲の燃焼効率が改善されることおよび全体的に性能の良い最適スワラ径のあることが推定される。実験したものでは熱交換器なしの場合、 $95\text{mm}\phi$ のスワラが最適といえる。

(iii) については、ライナ直径が大きく、A 形燃焼器ほど無理がなく、あまり効果がないと推定されたため省略した。

(b) 出口温度分布の改善

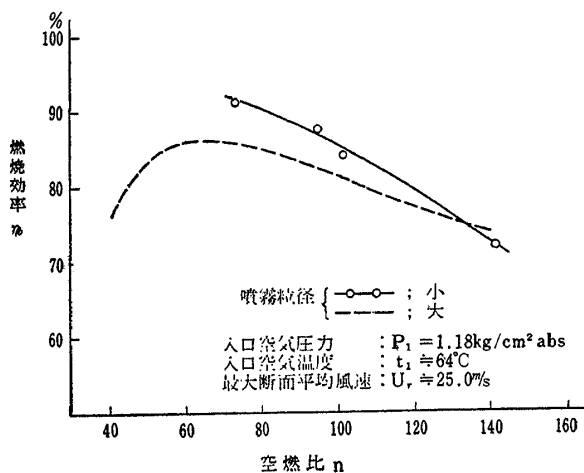


図 40 燃焼噴霧粒径をかえたときの燃焼効率の変化例

A 形燃焼器の場合とことなり、模型の製作数の都合から希釈空気孔について大幅な変化をしなかった。このため、希釈空気孔形状の改善から十分な出口温度分布は得られなかった。燃焼領域においてライナ円周から一様に空気を流入させるよう考慮したパッフルは、相当に効果がある。これから実際の燃焼領域の片寄りの影響は、希釈混合領域のみでは消しにくいことがわかる。

A 形燃焼器の場合、パッフルの効果が少なく、B 形燃焼器で明らかに現れたことは、ライナ直径の差の影響とみられる。すなわち、A、B 形とも燃焼器外筒を同一にしているため、外筒とライナ間の間隙が A 形で大きく、B 形で少ない。このため、パッフルの効果が B 形のほうが大きかったとみられる。たとえば、圧力損失係数の増加が A 形では $\Delta\phi = 1$ であったのに対し B 形では $\Delta\phi = 5 \sim 6$ と大きくでている。もちろん、この差は、A 形についてもパッフルをかえ、空気の通路断面積をさらに絞るような形にすれば、B 形と同様になる。

4. ま と め

燃焼器内部をいくつかの領域に分割し、それぞれの領域についてのデータを用いて設計する方式を汎用ガスタービンの燃焼器に適用した。模型試験の結果、ライナ寸法のいくぶんことなる A 形、B 形燃焼器について表 6 のような性能を得た。表 6 中の燃焼負荷率は、表 3 にくらべて高い値になっているが、この実験状態では、燃焼器入口空気温度が設計点より低く、それで最大断面平均風速を合せたため、空気流量が空気圧力にくらべて多くなったことによる。入口空気温度を高めると燃焼性能は改善されるから、燃焼負荷率の点では、実機状態で問題にならないと思われる。

B 形燃焼器の燃焼効率は、燃料噴射弁やライナ空気孔の改良で向上できると思われる、まだ実験不足である。

全圧損失係数は、初期の見積り $\phi = 35$ より低く、各部の空気流路の見積りが妥当であったことを示している。この実験値 $\phi = 21$ は、直流形燃焼器としても大きな値ではない。

表 6 中の出口温度不均一率 $\delta = 0.23 \sim 0.25$ は、実用にできないほどではないが、 $\delta < 0.2$ にしたいところである。これは、A 形燃焼器について半径方向の分布を一様にすること、B 形燃焼器について円周方向の分布を揃えることにより可能である。

以上のように、この燃焼器は、ほぼ所要性能を満足

要 目	記 号	A 形 燃 焼 器	B 形 燃 焼 器
空気流量 (燃焼実験)	m_a kg/s	2.5	2.5
空気圧力 (燃焼実験)		燃焼器出口を 大気開放とする	
入口空気温度 (燃焼実験)	t_1 °C	60	60
設計点空燃比	n	95	51
燃焼負荷率 (最大)	L_b kcal/m ³ ·h·atm	9×10^7	8×10^7
燃焼負荷率 (設計点空燃比)	L_b kcal/m ³ ·h·atm	3.8×10^7	6.6×10^7
燃焼効率 (設計点空燃比)	η_b %	≈100	≈92
全圧損失係数	ϕ	21	21~27
出口温度不均一率	δ	0.23	0.25

表 6 燃焼実験結果の概要

することが今までの実験結果から推定され、航空用以外のガスタービンの場合でも新規に燃焼器を設計するとき、本設計法は有用なものになるといえよう。しかし、詳細設計の面では、経験に基ずく部分やあいまいなところが多分に残っていて、まだ設計法として完全なものではない。この補足データを揃えることが今後の課題である。

終りにあたり、この実験に協力された(株)小松製作所の菊地三代司氏および小沢秀行氏に感謝の意を表わす。

文 献

- 1) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 航空用ガスタービンのアニューラ形高負荷燃焼器の設計法, 第10回航空原動機に関する講演会講演前刷集 (昭45-2)
- 2) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 航空用ガスタービンのアニューラ形高負荷燃焼器の試作研究, 日本機械学会第1回シンポジウム=内燃機関の燃焼講演論文集 (昭45-7)
- 3) 日本機械学会; 燃料・燃焼に関する資料調査分科会調査報告書 (昭44-7)
- 4) C. C. Graves and J. S. Grobman: Theoretical Analysis of Total-Pressure Loss and Airflow Distribution for Tubular Turbojet Combustors With Constant Annulus and Liner Cross-Sectional Areas, NACA Rept. 1373 (1958)
- 5) A. H. Lefebvre and E. R. Norster; Aerodynamic Influences on Dilution Zone Design, 11th Meeting of the Combustion, Fuels & Chemical Kinetics (Apr. 1965)
- 6) R. R. Tanica and J. Grobman; Analysis of Total-Pressure Loss and Airflow Distribution for Annular Gas Turbine Combustors, NASA TN D-5385 (Aug. 1969)
- 7) S. R. Jackson and J. Odgers; Factors Influencing Heat Release in Combustion Chambers and Consideration of the Related

Materials and Structures, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Pergamon Press (1968) P. 173

- 8) J. H. Keenan and J. Kaye; Gas Tables, John Wiley (1957)
- 9) J. J. Faitani; Smoke Reduction in Jet Engines Through Burner Design, SAE Paper 680348
- 10) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 相波哲朗, 石井浅五郎, 広瀬健樹; 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究 航技研報告 TR-143 (1967-10)
- 11) A. H. Lefebvre; Design Consideration in Advanced Gas Turbine Combustion Chambers, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Pergamon Press (1968) P. 3
- 12) 棚沢泰; ガスタービン, 養賢堂 (1955)
- 13) 大塚貞吉, 鈴木邦男; 高負荷燃焼器の研究, 航技研報告 TR-39 (1963-2)

記 号

- A_h : ライナ空気孔面積 (m², cm²)
- A_i : ライナ断面積 $\frac{\pi D_i^2}{4}$ (m²)
- A_r : 燃焼器最大断面積 $\frac{\pi D_r^2}{4}$ (m²)
- D_i : ライナ直径 (m, mm)
- D_r : 燃焼器最大径 (m, mm)
- D_s : スローラ (有効) 外径 (mm)
- H_u : 燃料の低位発熱量 (10,500kcal/kgとした)
- i_1 : 入口空気のエンタルピ (kcal/kg)
- i_2 : 出口燃焼ガスのエンタルピ (kcal/kg)
- L_b : 燃焼負荷率 $Q_b/V_1 \cdot P_1$ (kcal/m³·h·atm)
- l_p : 一次燃焼領域の長さ (m, mm)
- l_s : 二次燃焼領域の長さ (m, mm)
- l_a : 希釈混合領域の長さ (m, mm)
- l_i : ライナ全長 $l_p + l_s + l_a$ (m, mm)
- m_a : 空気流量 (kg/s)

m_f : 燃料流量 (kg/s)	V_l : ライナ容積 $\approx A_l \cdot l_l$ (m ³)
n : 空燃比 m_a/m_f	Z_p : 一次燃焼領域
P_1 : 入口空気全圧 (kg/cm ² abs, kg/m ² abs, atm)	Z_s : 二次燃焼領域
P_2 : 出口空気の平均全圧 (kg/m ² abs)	Z_d : 希釈混合領域
ΔP : 入口出口の全圧差 $P_1 - P_2$ (kg/m ²)	ρ_a : 入口空気密度 (kgs ² /m ⁴)
Q_a : 入口空気容積流量 (m ³ /s)	δ : 出口温度不均一率 $\frac{(t_2)_{max} - t_2}{\Delta t}$
Q_b : 燃焼器内の発熱量 $m_f \cdot H_u \cdot \eta_b$ (kcal/h)	ϕ : 全圧損失係数 $\frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho_a \cdot U_r^2}$
t_1 : 入口空気温度(°C), 絶対温度のときは T_1 (°K)	η_b : 燃焼効率 $\frac{(m_a + m_f) i_2 - m_a i_1}{m_f \cdot H_u}$
t_2 : 出口平均温度 (°C)	
Δt : 燃焼器の平均温度上昇 $t_2 - t_1$ (°C)	
U_r : 最大断面平均風速 $\frac{Q_a}{A_l}$ (m/s)	

既 刊 資 料

TM-1	高マツハ数風洞について (I)	1961年11月	平木一, 清水福寿 橋本登
TM-2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリ(I)	1962年2月	樋口一雄, 戸川隼人 三好甫, 高橋利之 能美力, 高橋垣芳 鳥海良三, 佐藤保子
*TM-3	YS水平尾翼後桁取付部静荷重試験・ 疲労試験報告書	1962年2月	斉藤浩一, 多田保夫
TM-4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年5月	長洲秀夫, 伝田幸雄
TM-5	遷音速流の線形理論	1962年8月	細川 徹
TM-6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年8月	橋本 登, 井上政一
TM-7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹内和之, 山根皓三郎
TM-8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼ す実験的研究	1962年9月	池田為治, 坂元思無邪
TM-9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205用 ALGOL 58使用 法について	1963年2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹中幸彦, 小川鉦一 林 洋一
TM-13	遷音速における45°後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年3月	中井暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年3月	中井暎一, 小原 瑛 鳥海良三, 安藤泰勝
TM-15	ジェット中間練習機のフラッタ確認の 試験報告	1963年4月	中井暎一, 橋爪 宏 中井泰治, 田邊 義 西村博史, 小原田 忠 高木俊明, 森河 隼 安藤泰勝, 藤河 忠 江尻 宏
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年4月	中井暎一, 橋爪 宏 高木俊明, 橋本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engin に関する 一考察	1963年6月	鳥崎忠雄, 松木正勝 山中竜夫, 藤井昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年6月	小野幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m吹出式超音速風洞における AGARD標準模型Bの三分力試験	1963年7月	高木廣治, 谷 喬 斎藤秀夫, 新井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第1報)	1963年7月	竹内和之, 飯田宗四郎 北谷虔勇, 中井治夫
*TM-23	人工衛星用多段ロケットの初期計画	1963年12月	五代富文, 山中竜夫 清水英範
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964年1月	高橋利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年1月	橋爪 宏, 中井瑛一
*TM-27	遷音速風洞における高速目標機のピト 一静圧および補助舵翼動き試験(I)	1964年1月	高木廣治, 竹内 理
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年1月	谷 喬, 原 亘利 榊原盛三, 外立政隆

TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験	1964年2月	中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法	1964年3月	小橋安次郎, 宮沢 政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風胴における試験	1964年3月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風胴の防音	1964年4月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並 敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風胴ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲 秀夫
TM-36	遷音速タービン翼列二次元試験 (第1報)	1964年5月	近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風胴ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木 廣治, 斎藤 秀夫 石原 久蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石井 孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治 滝沢 実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関 昌次, 田寺 木一 泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験結果	1964年12月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 石松 宏, 石井 浅五郎 広木 強, 山 中国 雅
*TM-45	国産中型輸送機 YS-11主翼疲労試験 (第1報) 一機体の被害状況一	1964年12月	竹内 和之, 飯田 宗四郎 塩原 竹治, 中井 次夫
TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内 和之, 藤枝 郭俊
TM-47	ロータ後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	幸尾 治朗, 岡 遠一
TM-48	極超音速風胴用ペブル加熱器の予備実験	1065年2月	平木 一, 橋本 登崇 林 二識, 吉永 崇 山口 富夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾 治朗, 岡 遠一 照井 祐之, 鎌田 幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井 暎一, 塙 武敏 泉 日出夫
*TM-51	超音速風胴空力データ表示記録装置	1965年5月	谷 喬, 高島 一明 原 亘利, 近藤 洋史
*TM-52	超音速目標の遷・超音速風胴試験	1965年5月	斎藤 秀夫, 竹内 理 梁原 盛三, 木村 友昭
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム 一数值解法の収束条件その他への応用一	1965年5月	板垣 芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風胴整備試験	1965年5月	武藤 洋治郎, 池田 為治 坂元 思無邪, 光山 敏雄
TM-55	ロケット模型風胴試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎 俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野 哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾 我国 男

TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	齋藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	近藤博, 増田惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原利夫, 高島一明 関根英夫, 中正夫 戸川保子
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	広末健一, 矢沢健司 塚野雄吉, 田村征一 佐野四郎, 能村実 別府信宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川幸一
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂本思無邪 光山敏雄
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
*TM-66	国産中型輸送機YS-11 胴体疲労試験 (II) 一機体の被害状況一	1965年11月	竹内和之, 川島矩郎 塩原竹治
*TM-67	国産中型輸送機YS-11 部分胴体疲労試験 一乗降口および前方荷物口部付近の部分胴体	1965年11月	竹内和之, 野原利雄 松岡陽一
*TM-68	超軽量ジェットエンジン試作1号機 (JK 100)の燃焼器 (I)	1965年11月	大塚貞吉, 鈴木邦男 石井浅五郎, 山中国雅
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	齋藤隆, 堀内正司 中村浩子
*TM-70	ジェットエンジン用燃料噴射弁の特性試験	1965年12月	福田広, 相波哲朗 松本宏, 畑山金弥
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレート解析	1966年3月	堀川勇壮, 森幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	橋崎哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の超動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 齋藤秀夫 外立政隆, 榊原盛三 宗美均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近藤博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村実

TM- 85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年 8月	小野 幸一
TM- 87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年 8月	池谷 光栄, 畑山 茂樹
TM- 88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1969年 9月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村 清美, 川幡長勝 木村 友昭
TM- 89	有孔板の振動について	1966年 9月	川井 忠彦, 泉 日出夫
TM- 90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年 9月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM- 91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄
TM- 92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山 耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 晃 五味 光男
*TM- 93	軽量ジェットエンジン研究試作2号機 (JR 200) の燃焼器 (I) -アニュラ型模型による実験一	1966年10月	鈴木 邦男, 石井浅五郎 広瀬 健樹, 大塚 貞吉 山 中国 雅
TM- 94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM- 95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM- 96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野 政明, 菰岡 一洋
TM- 97	高マッハ数風洞について (II)	1967年 1月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 楯 篤志
TM- 98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年 1月	野村 茂昭, 相原 康彦
TM- 99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年 2月	大月 正男, 鈴木 孝雄 田畑 浄治, 円居 繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年 3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年 3月	望月 昌, 斎藤 信弥 五代 富文, 伊藤 克弥 湯沢 克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年 3月	堀 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年 3月	築地 恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年 4月	中井 暎一, 森田 甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年 4月	関口 清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967 5 年月	高島 一明, 榊原 盛三 原 亘利, 北出 大三 金 成正 好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年 6月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村 清美, 川幡長勝 高橋 伴, 木村 友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年 7月	長洲 秀夫, 柳沢 三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年 7月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロットドフラップの実験的研究 (I)	1967年 8月	犬山 矩夫, 北村 清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1968年 8月	西村 博史
TM-112	極超音速風洞ペル加熱器の特性	1967年 8月	橋爪 宏, 橋本 登

TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(II) —計測設備—	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れにつ いて	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積 回路化	1967年9月	新田慶治
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバー ド制御の安定効果とパイロットのモ デルについて	1967年9月	村上力, 真柳光美
TM-119	ペーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥祖澄男
TM-121	大きなマトリクス of 逆行列計算および 連立一次方程式の計算のためのプロ グラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7 P ロケットの強度および燃焼 試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川恒彦, 朝田洋富 豊原克久, 伊藤克弥 湯沢宜男
TM-123	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 関昌次 田安藤正勝, 高木俊甫 安藤泰雄, 森田孝 太田幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御に ついて	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原直利
TM-125	航技研 1 m × 1 m 吹出式超音速風洞に おけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原久蔵, 原直利 榊原盛三, 関根英夫
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特 性	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本光明 斎藤信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤博, 大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験(III)	1968年5月	近藤博, 蓑田光弘 山崎紀雄, 古川昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の 強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 斎藤浩一 古田敏康, 川島矩一郎 三本木茂夫, 小川敏一 越出慎一, 朝田洋彦 熊倉郁夫, 大竹邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の 超音速風洞試験	1968年5月	斎藤秀夫, 石原久蔵 原直利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川敏一, 遠藤修司
TM-136	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井暎一, 飯田宗四郎 高木俊朗, 安藤泰勝 菊地孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式およ び HITAC 5020 による軌道計算の ためのプログラム	1968年5月	毛利浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	埴武敏, 越出慎一 林洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内和之, 野原利雄 飯田宗四郎

TM-140	二次元スラットおよびスロッチェッドフラップの試験的研究	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美
TM-141	超音速二次元翼列予備試験風洞について	1968年7月	近藤博, 坂口一晋 八山優, 高森
TM-142	二次元スラットおよびスロッチェッドフラップの実験的研究(III)	1968年7月	犬丸矩夫, 高橋 侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中幸彦, 朝田洋雄 野口義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中幸彦, 朝田洋雄 野口義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1969年8月	戸川隼人, 石黒登美子 山本浩通
TM-146	双発STOL機の飛行試験 (実用運用包圍線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾治朗, 岡遠一 塚野雄吉, 鎌田幸男 小野孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢政文 西武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェットVTOL機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討(フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月	市川輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜崎哲二, 中野富雄
TM-153	FA-200改機の風洞試験(I)プロペラ付き	1969年2月	広末健一, 坂井紀穂 高橋宏, 綿貫忠晴
TM-154	FA-200改機の風洞試験(II)高揚力装置付き	1969年2月	広末健一, 木村友昭 高橋宏, 綿貫忠晴
TM-155	極超音速風洞M7ノズル較正試験	1969年2月	橋本登, 吉沢昭 穂積弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川隼人, 丸山治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中正夫, 山本芳樹 大石晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村博史, 藤枝郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲秀夫, 吉沢昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(II) 一加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集一	1969年8月	鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(I)	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラSTOL機の動安定風洞試験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-165	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 齋藤隆吉 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰

TM-167	YS-11A-300 型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および 後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	タンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定(I) —冷却フィルムプローブによる方法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR エンジン燃焼器に起きた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器(低圧低温系)試験設備に よる航空計器の氷結(着氷)試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宜夫
TM-172	自動追尾型風向速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA-200改機の動安定微係数	1975年3月	遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31D 型ロケットの研究試作	1970年5月	五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 倅
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実 験 —パルス法による中周波振動燃 焼の研究—	1970年5月	五代富文, 伊勢克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤 羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 乱れの測定(II) —レーザのドップラ効果を利用する 方法	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年5月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 倅 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1975年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31型ロケットの試作と飛し ょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力300kg ジンバル液体ロケットエン ジンの揺動特性(I)	1970年11月	檜崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10の空力微係数に およぼす機体弾性変形の影響につい て	1970年11月	河崎俊夫, 河本 厳 戸田 勤
TM-189	燃料蒸発管に関する研究(III) —管内の燃料—空気二相流への熱伝 達—	1970年11月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-190	NAL-25・31 型 ロケットのノズル部 FRP ライナーの接着剥離の検討	1970年12月	中井暎一, 五代富文 古田敏康, 大竹邦彦
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞M9ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-193	軽量ジェットエンジンJR220の燃焼器	1971年1月	鈴木邦男, 石井浅五郎 江口邦久, 井上利昭
TM-194	航空機のSTOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について	1971年1月	西村英明, 白井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄

TM-196	NAL-16H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風胴について	1971年1月	高橋 宏, 戸田 亘洋 白井正孝,
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年2月	磯部 俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内正司, 本間幸吉 矢 萩 恵一

注: 欠番は配布先を限定したもの

* 印は昭和44年7月1日付, **印は昭和44年8月13日付をもって配布先限定を解除したもの

航空宇宙技術研究所資料 200 号

昭和 46 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)44-9171(代表)〒182

印刷所 第一印刷株式会社
東京都新宿区富久町 58

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.