

UDC 621.454-63
621.43.056-977

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-158

軽量ジェットエンジン研究試作1号機
(JR-100) の燃焼器 (Ⅲ)

— 高温形燃焼器模型の実験 —

大塚貞吉・鈴木邦男・石井浅五郎

広瀬健樹・山中国雍

1969年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(I)	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, 松崎良継
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	ベ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, 奥岨澄男
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 小川敏一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤藤克 西村久男
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, 古関昌次 田寺木一, 高木俊 安藤泰勝, 森田孝 峯岸正勝, 菊地孝男 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 原亘利
TM-125	航技研 1m×1m 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, 原亘利 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, 藪田光弘 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, 朝田洋雄 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 原亘利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪とドリフト	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ッドフラップの実験的研究(Ⅱ)	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美

軽量ジェットエンジン研究試作1号機

(JR-100) の燃焼器 (Ⅲ)*

— 高温形燃焼器模型の実験 —

大塚貞吉***・鈴木邦男**・石井浅五郎**

広瀬健樹**・山中国雍****

Combustor of the First Lightweight Research Turbojet NAL JR-100 (III)

— Experimental study of a high temperature-rise model —

Teikichi OTSUKA, Kunio SUZUKI, Asagoro ISHII,

Tateki HIROSE and Kuniyasu YAMANAKA

A high loading, and especially a high temperature-rise combustor will be important in the next development program of the JR-100 light-weight turbojet. Therefore the authors made an annular-type test combustor with advanced primary combustion zone: 18 swirl-atomizers and patented air-swirlers combined with a special liner-air-hole arrangement. As a result of applying some modifications to the model, it showed nearly the expected performance. The design principle and a series of the combustion-test results are described.

1. はしがき

当所原動機部で研究試作を進めている軽量ジェットエンジンの1号機(JR-100)は、原型から高度制御の研究に用いるためのJR-100H、さらに改良を加えたFTB(Flying Test Bed)用のJR-100Fと次第に性能の安定した、信頼性の高いエンジンに成長している。

次の段階として、JR-100のタービン入口温度を高めた性能向上形を検討するにあたり、温度上昇を増した燃焼器の新しい設計資料を揃える目的から、高温高負荷燃焼器の実物大模型を製作した。高負荷燃焼器でかつ温度上昇の大きい高温形にする場合、燃焼効率の低下や振動燃焼の発生という問題が現われやすい。本報告の模型は、これらの問題点が燃焼器の一次燃焼領域にあるものとみて、この領域の改善をはかったものである。燃焼実験の結果、良好な燃焼性能を示し、わずかな改造を試みたのち、そのまま実機に用いること

のできる程度まで諸条件を満足することができた。なお、この形の燃焼器は、すでに研究試作2号機(JR-200)に採用しているが¹⁾、このときはJR-200の初期計画に基づいて製作した部品の活用を考えたため、設計に制限があつて十分な性能を得ることができなかった。本報告の模型では、このJR-200燃焼器の実験結果をもとに、設計上の制限をできるだけ取り除いて性能向上をはかっている。

2. 燃焼器模型の設計

この実験に用いた燃焼器模型(燃焼器ライナについては、JR-100ライナ No. 5と呼ぶ)の設計については、次のような点を考慮している。

(1) JR-100の燃焼器として、エンジンにそのまま取り付けることのできる形状、寸法をもつこと。ただし、燃焼器外筒について、フランジ寸法が同一であれば形状は従来形とことなってもよい。

(2) JR-100燃焼器の設計点における出口平均温度850°Cより100°C程度高めても問題なく作動すること。

(3) 燃焼器の形式はアニュラ形とし、燃焼実験でよ

* 昭和44年2月14日受付

** 原動機部

*** ロケット部

**** 石川島播磨重工業(株)

い性能を示した JR-200 燃焼器模型 (ライナ No. 3) の実験結果¹⁾をおもに取り入れて設計する。

上記 (2) のことから、燃焼器の所要温度上昇が $\Delta t = 773^{\circ}\text{C}$ になり、このとき空燃比は $n = 45 \sim 46$ となる。この付近の作動は、JR-100 燃焼器の実験 I 報²⁾、II 報³⁾ で述べた従来形の模型では、燃料過濃側の振動燃焼限界にかかって無理であるが、JR-200 ライナ No. 3 ではすでに実験済みで、 $n = 45$ 程度まで、性能低下は現れていないから、その資料をほぼそのまま利用する。ただ、次のような点を改良するようにした。

(a) JR-200 ライナ No. 3 の場合、一次燃焼領域において燃料噴射弁 PCD より外径側と内径側で燃焼負荷率がことなり、内径側で無理をしていたため、外側/内側容積比をほぼ 1:1 になるよう修正する。すなわち、一次燃焼領域の容積 (ここでは、後記する二重構造部分のライナ内容積を考えた。) を燃料噴射弁

PCD の直径をもつ円筒面で二分し、この外側、内側の容積内にほぼ同量の燃料が噴射される (実際には外

表 1 JR-100 ライナ No. 5 各部の面積配分

位 置	JR-100, No. 5 (原型)	JR-200, No. 3 (原型)
A_C (m ²)	0.0609	0.0960
A_{CO} (m ²)	0.0303 (41.6%)	0.0412 (39.3%)
A_S (m ²)	0.0168 (23.0%)	0.0243 (23.0%)
A_{CI} (m ²)	0.0258 (35.4%)	0.0396 (37.7%)
A_{IO} (m ²)	0.0126	0.0267
A_{II} (m ²)	0.0130	0.0149
A_{IO}/A_{II}	0.999	1.792
A_F (m ²)	0.2695	0.3317
A_O (m ²)	0.0402	0.0582
A_L (m ²)	0.1961	0.2249
A_I (m ²)	0.0332	0.0485
A_O/A_I (m ²)	1.21	1.20
A_L/A_F (m ²)	0.728	0.68
ディフューザ等 円錐の頂角(°)		
外 側	15 以内	22 以内
内 側	12 以内	14 以内
空気孔面積(m ²)		
二重部分外側	0.0127	0.0132
内 側	0.0132	0.0143
一重部分外側	0.0375	0.0529
内 側	0.0521	0.0737
全 体	0.1155	0.1541

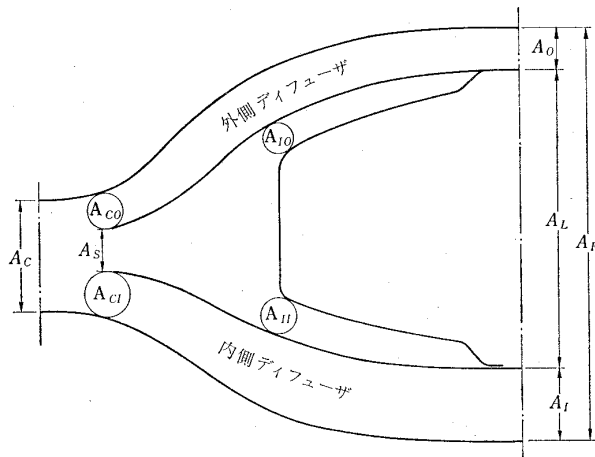


図 1 燃焼器入口部分の面積配分

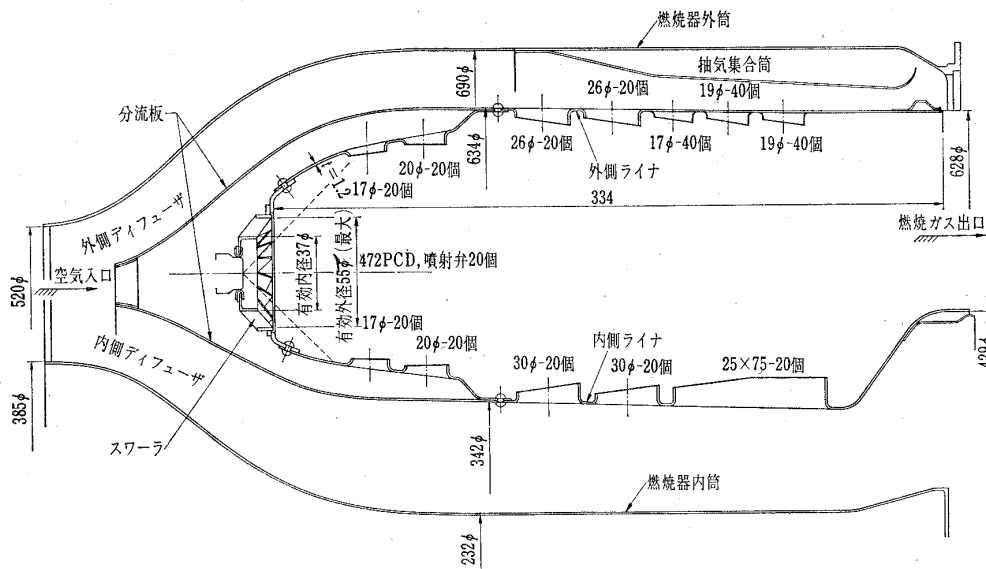


図 2 JR-200 ライナ No. 3 (原型)

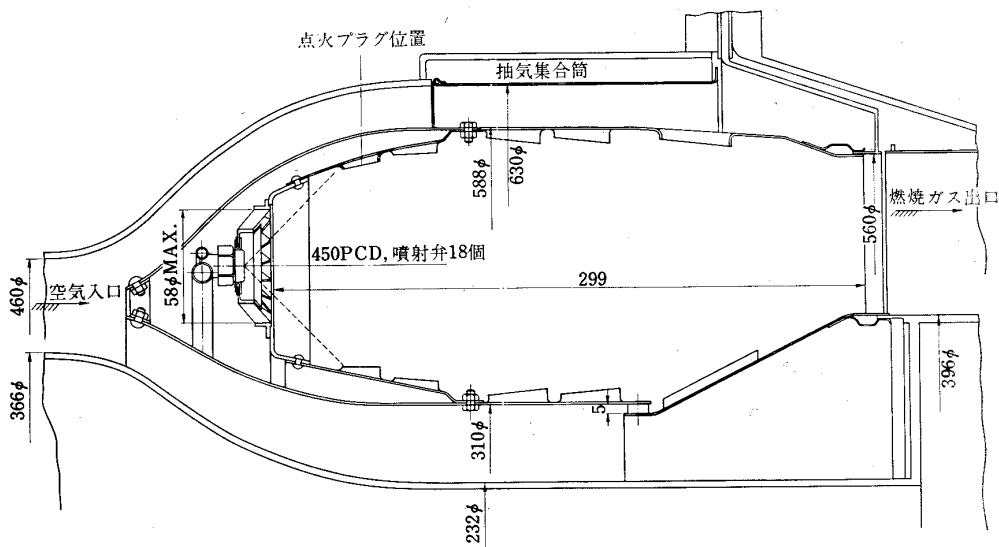


図 3 JR-100 ライナ No. 5 (原型)

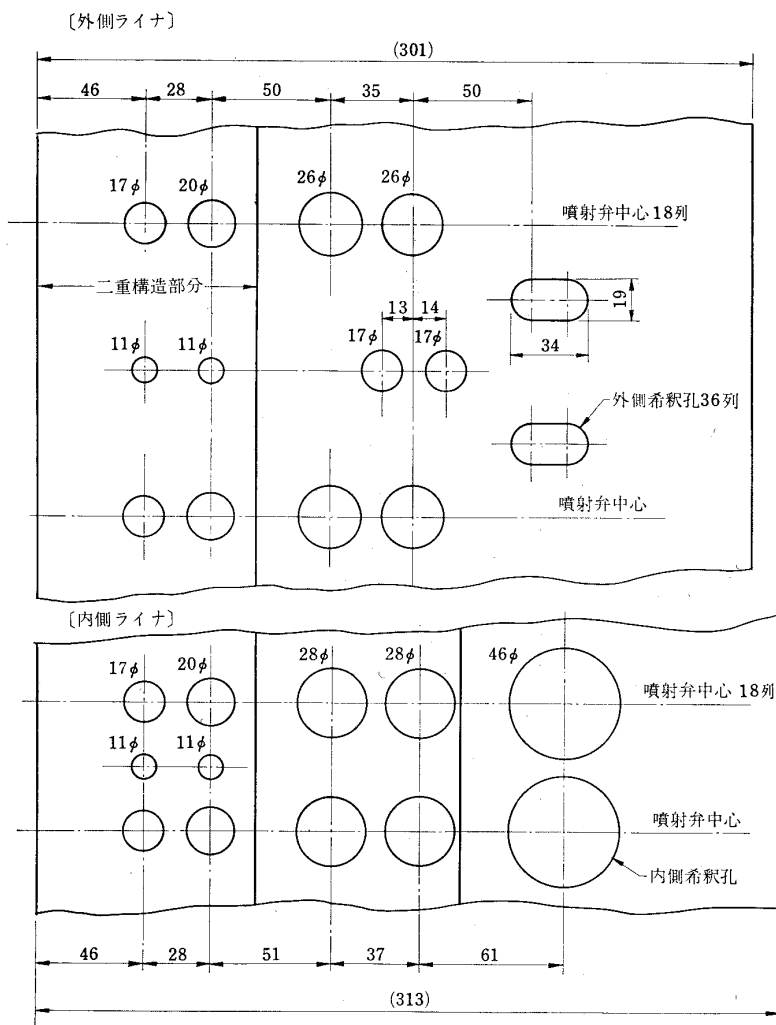


図 4 ライナ No. 5 原型の空気孔配置

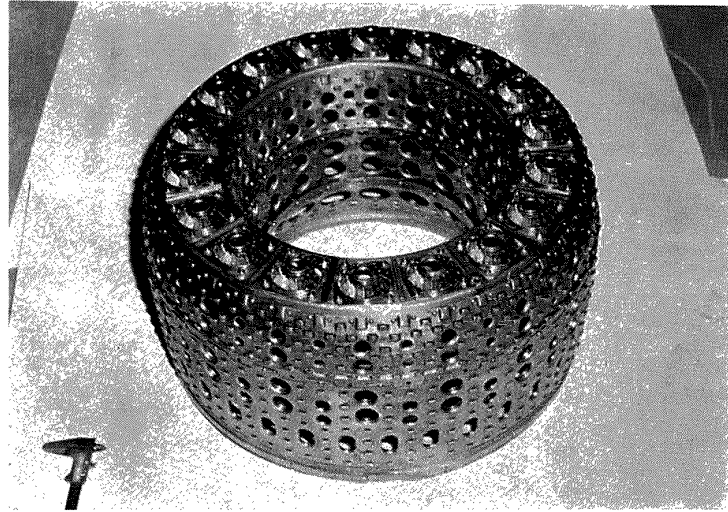


図 5 JR-100 ライナ No. 5, 分流板を取外したところ

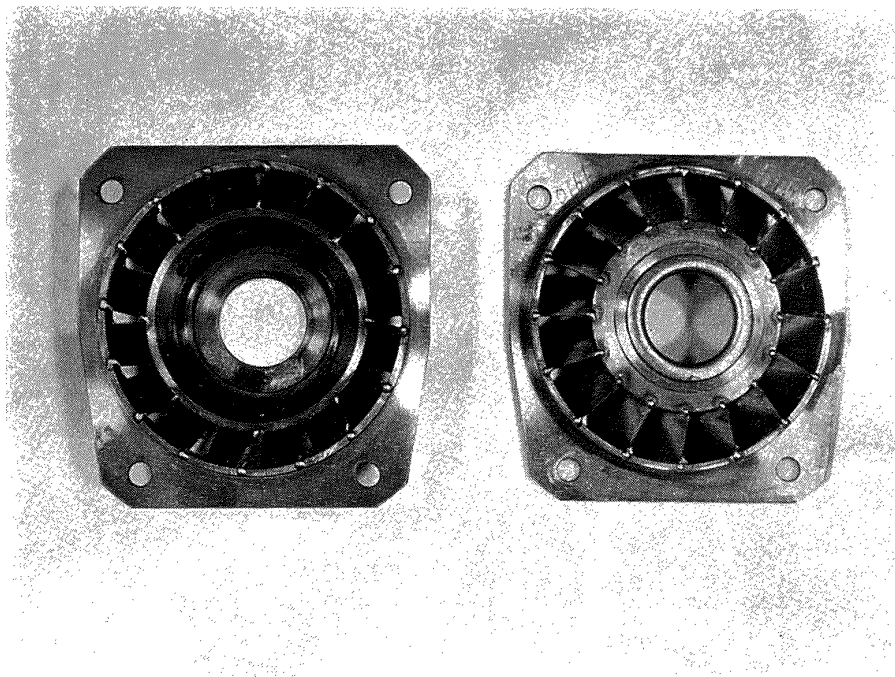


図 6 スワローラ a

側のほうがやや多い。)と仮定した部分的な燃焼負荷率の比較から、JR-200 の場合は、内側の容積が小さく、修正の必要があると見積られた。燃焼実験の測定結果も、この状態を示していた。

(b) 燃料噴射弁まわりのスワローラ外径をなるべく大きくとるように燃焼器外筒形状を修正して、燃料噴射弁の PCD を大きくとる⁴⁾。これには (a) のことも関連する。

(c) 燃焼器全長が、JR-100 は JR-200 より 40mm 短かく設計されているため、各部の短縮化をはかる。

このようにして得られた JR-100 ライナ No. 5 各部の面積配分を JR-200, No. 3 と比較して図 1 およ

び表 1 に、ライナ断面図を図 2, 図 3 に示す。またライナ No. 5 原型の空気孔配置を図 4 に、分流板を取り外した状態のライナ No. 5 原型の写真を図 5 に示す。

燃料噴射弁の PCD は、450 mm で JR-100 従来形より 16 mm 大きい。温度上昇増加にともなう燃料流量増加に対しては、JR-200 と同一のノズル・チップを使用し、噴射圧力を同一にすると必要個数が 18 個になる (JR-100 従来型は 16 個)。この場合、噴射弁のピッチ p は、 $p=450 \times \pi / 18 = 78.54$ mm となり、

適当と思われるスワローラ外径 d との比は
スワローラ外径

$$d=55 \text{ mm}, p/d=1.428$$

$$d=57 \text{ mm}, p/d=1.378$$

$$d=58 \text{ mm}, p/d=1.354$$

となる。なお、JR-100 従来形では $p=85.2 \text{ mm}$ になっている。JR-200 は、噴射弁 PCD=472 mm で、噴射弁 20 個であるから、 $p=74.14 \text{ mm}$ 、 $d=55 \text{ mm}$ のスワラで $p/d=1.348$ となる。燃焼実験の結果、いくぶんスワラの相互干渉がみとめられたけれども、性能に影響するほどではなかった。このことから JR-100 ライナ No. 5 では、 $d=58 \text{ mm}$ のスワラまで使用できると推定される。ライナ製作にあたっては、 $d=58 \text{ mm}$ のスワラまで取り付けられるようにしたが、標準のスワラとして $d=57 \text{ mm}$ を採用し、これをスワラ a と名付けた。スワラ a の写真を図 6 および製作図を付図 2 に示す。

3. 実験結果

燃焼実験は、当所原動機部の円環形燃焼器試験設備⁹⁾を用い、特別な場合をのぞき次の条件で行なった。

入口空気全圧 P_{1t} : 1.2~2.5 kg/cm²abs

入口空気温度 t_1 : 90~120°C

最大断面平均風速 U_c : 37~39 m/s

空燃比 n : 42~80

抽気量 ma_s/ma : 0~6.5%

使用燃料 : ジェット燃料 (JP-4)

燃焼実験の結果にもとづいてスワラをかえ、分流板やライナの一部を改造した。この改造箇所などをまとめて付表 2, 付表 3, 付表 4 に示す。

燃焼器の計測点は前報³⁾と同一である。

3.1 燃焼効率特性

まず概要をみるため、ライナ空気孔形状や分流板形状などの影響を無視して、燃焼効率特性を一つの図に描いてみた。これが図 7 である。ライナ No. 5 は、

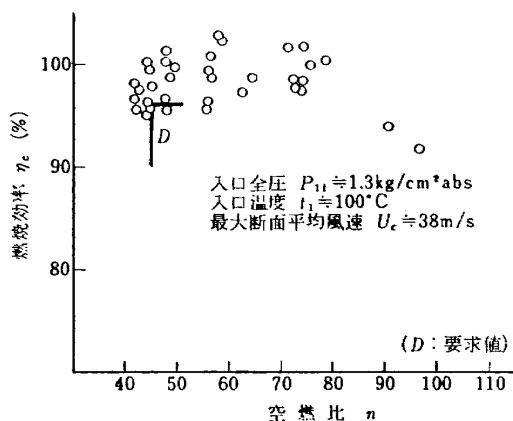


図 7 ライナ No. 5 の燃焼効率特性

空燃比の小さな側 (すなわち、平均温度上昇の高いとき) の性能向上を特に考慮したものであるが、図 7 から、空燃比 $n=42$ まで燃焼効率 $\eta_c > 95\%$ 、すなわち平均温度上昇にして $dt=850^\circ\text{C}$ を得ることがわかり、ほぼ目的を達成したものと考えてよい。これは JR-100 燃焼器従来形の結果^{3,3)}よりはるかにすぐれ、JR-200 ライナ No. 3 の結果よりもいくぶん良くなっている。

3.1.1 スワラによる燃焼効率の変化

高負荷燃焼器では、一次燃焼領域の性能が全体性能に大きな影響をおよぼす。高い燃焼効率を得るには、一次燃焼領域について

- (a) 火炎を安定に保持すること。
- (b) 高温の燃焼ガスを二次燃焼領域に供給すること。

が要求されるが、スワラはこれらの性能を左右する大きな要素と考えられる。すなわち前者ではスワラ下流側の流れ模様が、後者ではスワラからの流入空気量が局所空燃比に関係して重要になる。手持のスワラを取りかえて実験した結果を図 8, 図 9 に示す。図中のライナ No. 5 c₁, g₂ については付表 4, スワラ a, b, c については付図 2, 3 および付表 3 を参考にされたい。図 8, 図 9 からは、効率特性に本質的な差異があるとは認められない。しかし、スワラについて

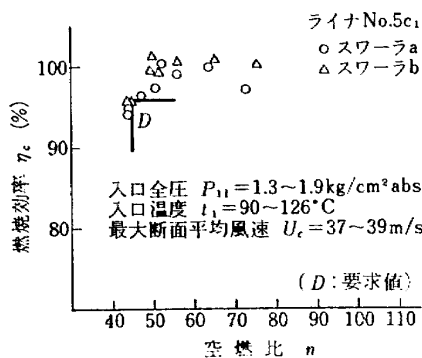


図 8 スワラによる燃焼効率の変化 (1)

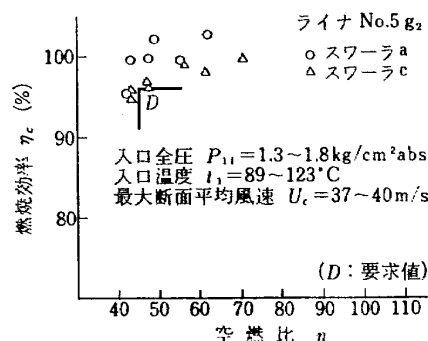


図 9 スワラによる燃焼効率の変化 (2)

保炎性能を試験した付録 2 から、保炎性能はスワラ a がもっともよく、次に b, c の順になり、流入空気量に影響するスワラ開口面積は、付表 3 からスワラ b がもっともよく広く、次に a, c の順になっている。このような差が全体性能に明らかに現れないのは、一つには図 8, 図 9 の実験状態が一次燃焼領域にとって、まだ余裕のある状態であることを示している。

3.1.2 分流板による燃焼効率の変化

分流板については、後述する一次燃焼領域出口の温度分布形をもとに、二重構造部分の外側ライナ空気孔から空気が多く入るように考えて、4 回改造した(付表 2)。付表 2 中の分流板 b は、分流板 a の輪郭が製作図面と少しことなっていたため、図面通りに修正したもの。分流板 c は、分流板入口幅を広げるとともに外側分流板と二重構造部分のライナとの間隔を広げ、外側ライナ空気孔の流量係数増加をはかったもの。分流板 d では、分流板入口部分を少し切断して広げ、分流板 e は、分流板入口幅を広げる方法として燃焼器入口ディフューザの形状悪化を少く押えること、水流模型による観察から分流板入口付近の圧力損失を少く押えることを考え、内側分流板入口部分のみ切断したものである。

しかし、これらの燃焼効率におよぼす影響は、ほとんど現れなかった。

3.1.3 ライナ空気孔形状をかえたことによる影響

ライナ空気孔形状の変更は、おもに出口温度分布の修正を目的として行なったもので、このとき、出口温度分布の変化にともない、いくぶん燃焼効率値がかわったが、本質的なものでないと推定される。燃焼効率

の計算に用いる 80 点の出口温度測定点は、数としてまだ不十分で、出口温度分布が変わると、計算した効率値に少し変化がでる。この影響が現れていると考えられるためである。

3.1.4 一次燃焼領域の性能の推定

燃焼器全体の燃焼性能に大きな影響を及ぼしている一次燃焼領域の性能を調べるため、この領域出口の温度を測定した。PR 0.5 mm 熱電対、先端露出の温度計を用いたため、測定値自体は目安程度であるが、温度変化の傾向は正しく示していると思う。温度計は、26φ 空気孔の上流側のもの(図 4 参照)から挿入した。

図 10 は、空燃比をかえたときのもの、図 11 は、入口全圧をかえたときのものである。図 10, 図 11 から次の事項がわかる。

(1) 半径方向中央やや内径(タービン翼根側)寄りに温度の低い箇所がある。ここには、内径側の二重構造部分から流入した空気噴流があるとみられる。しかし、外径側(タービン翼端側)二重構造部分から流入した空気噴流の形跡はみられない。この部分の外径側空気孔からはあまり(または、ほとんど)空気が流入していないようである。

(2) 内径側では、全体の空燃比低下に見合う温度の上昇があり、空気は十分あるが、外径側では、全体の空燃比によってあまり温度がかわらない。むしろ燃料流量増加によって温度の低下する傾向を示す。これは空気不足を意味する。

(3) 全般に、温度が低目で、もう少し高温にしておきたい。空気孔下流側で温度測定をしているから、空気過剰で温度の低い場合は、そのまわりに理論混合比

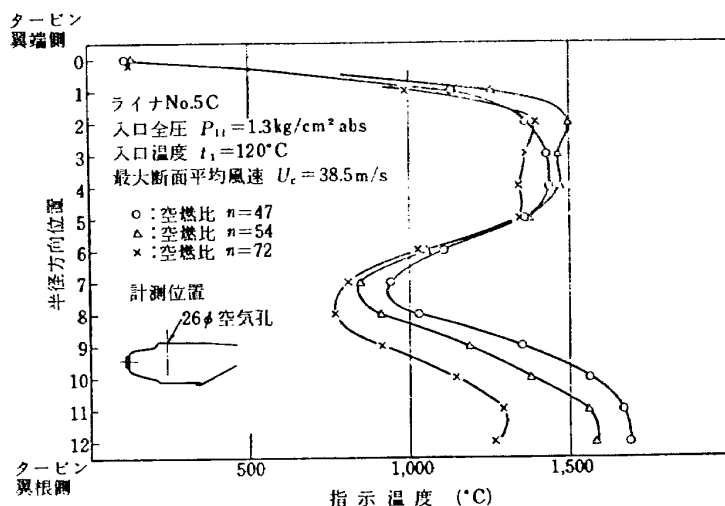


図 10 一次燃焼領域出口の温度分布 (1)——空燃比をかえたとき

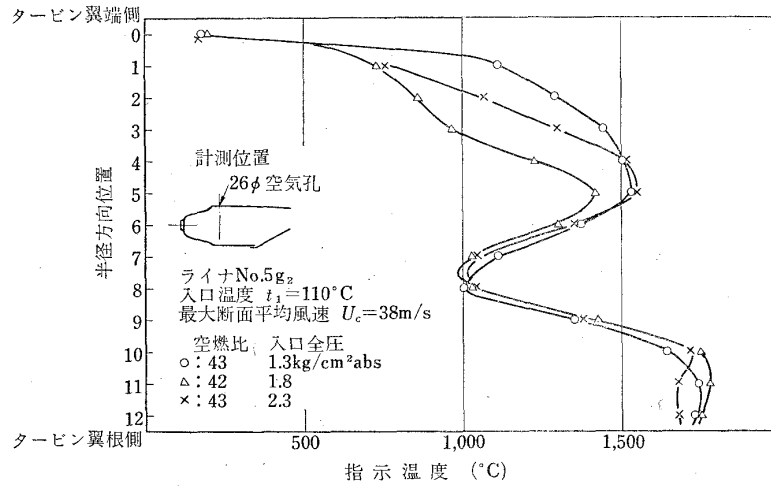


図 11 一次燃焼領域出口の温度分布 (2)——入口全圧をかえたとき

付近の領域があり、全体平均の温度は高くなっていて問題はないが、燃料過濃により温度の低下しているときは、性能をいちじるしくおとす。

(4) 通常の燃焼状態では、入口全圧の上昇とともに温度の上昇がみられるが、図 11 の外径側では圧力上昇と逆に低下している。これも外径側の空気不足と燃料噴射圧力増加にともなう噴霧粒の微細化に関連しているということで説明がつく。なお、入口全圧 1.8 kg/cm²abs から 2.3 kg/cm²abs にあげたとき、温度の上昇しているのは、このあたりでは局所空燃比よりも圧力の影響のほうが大きいというのであろうか。いずれにしても、圧力をあげて温度の低下するような部分があると、燃焼器全体について圧力上昇にともなう燃焼効率の改善が期待できない。

(5) 内径側では、実験した範囲内で、入口全圧の変化による温度変化はなく、常に 1700°C 程度の高温になっている。

以上のことから、このライナ No. 5 の場合、噴射弁 PCD より内径側の状態はよいが、外径側に問題があり、それは外径側の空気量不足であると判明する。空気孔面積は、外径側、内径側ほぼ 1:1 であるから、二重構造部分の形状を修正すれば (たとえば図 1 の A_{10} を大きくする) よいと考える。また、形状的なこととして、外径側では燃料噴霧が比較的早くライナ壁面に到達し、壁面に沿って流れやすい。これは、この部分の空気不足とともにライナ壁面上に炭素堆積を起しやすくする。

JR-200 ライナ No. 3 では、噴射弁 PCD の関係で噴射弁 PCD より内径側の容積が小さくなり、燃焼

がむずかしくなったが、このライナ No. 5 では、逆に外径側に問題が生じた。これは、外側、内側の容積比のみでなく、ライナ形状についても十分考慮する必要があることを示している。

3.2 全圧損失

3.2.1 ライナ空気孔形状の影響

ライナ No. 5a (原型) と最終形 No. 5g についてみた全圧損失係数の比較を図 12 に示す。この図のものは、分流板の違いによる影響分が含まれているため、直接の比較はできないが、出口温度分布修正のため希釈空気孔形状をかえても、それほど全圧損失の増加はなく、図 12 の設計点状態の出口入口温度比 $T_2/T_1=2.72$ 付近で損失係数 $\phi=17$ という値は、前報までの結果とくらべて多いものではない。

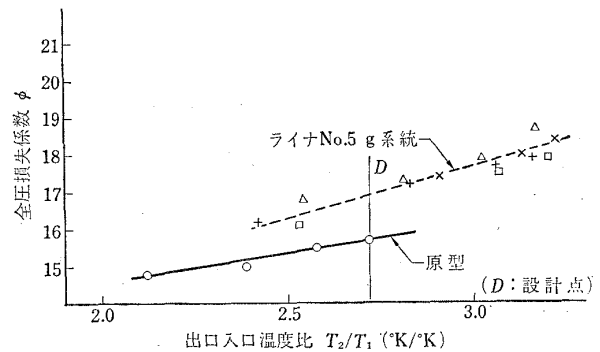


図 12 ライナ No. 5 系統の全圧損失係数

3.2.2 分流板の影響

分流板 a (原型) に各種の修正をしたものは、原型より圧力損失が少なくなった。その量は、ほぼ表 2 に

表 2 分流板 a(原型)を用いた場合からの全圧損失係数の減少量

分流板名称	b	c	d	e
損失係数の減少量 $-Δφ$	0.4	1.0	0.3	1.4

示す程度である。

3.2.3 スワラの影響

スワラ a と b の比較では、a のほうが圧力損失がいくぶん低く ($Δφ=0.6$ 位)、スワラ a と c では、ほとんど差はないが、a のほうが低めである。

3.3 出口温度分布

燃焼器出口の温度分布は、出口温度を高めると、タービン材料強度の余裕が少なくなり、その均一性がより強く要求される。

出口温度分布の調整について、希釈孔形状、配置などに関する公表された資料がないので、はじめ、JR-100 従来形を用いた実験結果³⁾ から希釈孔形状を割り出した。これがライナ No. 5a で、その出口温度分

布例を図 13 に示す。内側希釈孔の下流と 1/2 ピッチずれた部分との分布形の差が大きく、適当な分布ではない。この内側希釈孔は、その上流側の空気孔列に一致した直列形であるが、直列形の場合、このような希釈空気の混合不十分という傾向が出やすいようである。これに対し、内側希釈孔をその上流側空気孔列に対し 1/2 ピッチ円周方向にずらし千鳥配列にしたライナ No. 5f は、円周方向の均一性は改善されたが、内径側の温度が低すぎるという分布形を示した (図 14)。これは千鳥形希釈孔に出やすい分布形である。外側希釈孔についても直列形、千鳥形配置の特性は現れるが、ライナ表面積に比べ空気孔面積が少なく、空気孔配置に余裕があって実際上問題は少ない。

図 13、図 14 の中庸を狙ったのがライナ No. 5g で、これは内側希釈孔を円周 36 個配置し、その上流側の円周 18 列の空気孔に対し直列形、千鳥形と 1 個おきに並べたものである。この出口温度分布を図 15 に示す。円周方向の均一性になお改善の余地はある

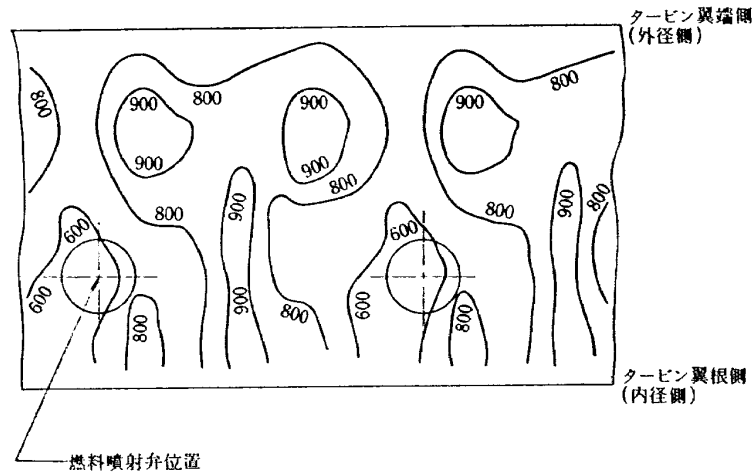


図 13 ライナ No. 5a の出口温度分布例

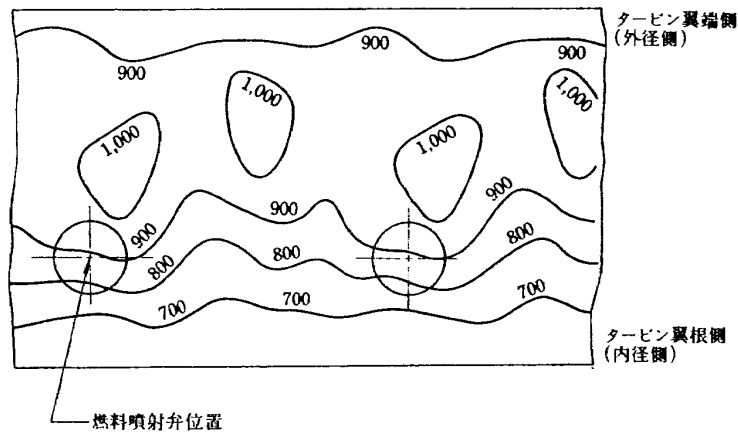


図 14 ライナ No. 5f の出口温度分布例

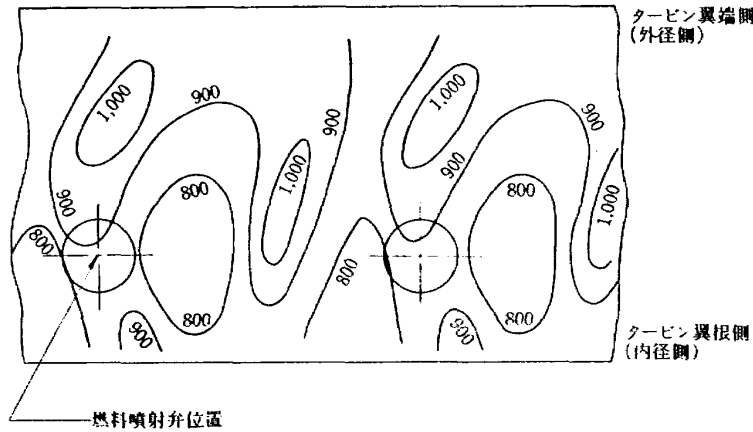


図 15 ライナ No. 5g の出口温度分布例

が、円周方向に平均したときの半径方向分布はほぼよい形である。なお、測温点よりも内径側では、ライナスリット (図3参照) からの空気によって、温度は相当に低くなっているものと見積られる。

ライナ No. 5a から No. 5g₂ までの代表的な半径方向の温度分布を付図6に示す。この出口温度分布形は、分流板形状やスワラをかえてもほとんどかわらない。

3.4 火炎の様子

3.4.1 火炎長さ

実験した範囲内で、火炎長さは、最大断面平均風速や抽気量によってはあまりかわらず、おもに空燃比のみに依存していた。空燃比を低下させると火炎はのびるが、タービンノズルまで火炎が達するときの空燃比は、ライナ No. 5a のとき $n=55$ 程度であった。この後、出口温度分布の修正を行なうことによって短くなり、ライナ No. 5c で、この限界の空燃比は $n=50$ 程度、終りのライナ No. 5g では $n=45$ 程度までになった。この限界値より空燃比を低下させても、タービンノズル部分にある火炎の量が急激に増加する

ことはなかった。火炎短縮化に効果のあったものは

④ 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつけたこと。

⑤ 内側希釈孔を千鳥配列にしたこと。

などである。

火炎長さにおよぼす入口全圧の影響は、ほぼ大気圧から $P_{1t}=1.8\text{ kg/cm}^2\text{abs}$ 付近までほとんどないが、 $P_{1t}=2.3\text{ kg/cm}^2\text{abs}$ にすると短くなる傾向が現われ、さらに圧力を高くすれば、限界空燃比が低下すると推定される。

3.4.2 火炎の色

火炎の色は、最大断面平均風速によってかわり、入口圧力がほぼ大気圧の状態では、最大断面平均風速 $U_c=7\sim 8\text{ m/s}$ 以下で、全体がややすすを帯びる輝炎、これをこえ $U_c=26\text{ m/s}$ 付近まで、まぶしい (光高温計で $1,500^\circ\text{C}$ 以上を示す) 輝炎、 $U_c=26\text{ m/s}$ 以上 $U_c=34\text{ m/s}$ 付近まで一次燃焼領域の一部のみ桃色、その他は紫色の火炎になり、 $U_c=35\text{ m/s}$ 以上になるとほぼ青炎になる。入口全圧を高めると最大断面平均風速をおとした状態に近づく。図 16 にこの概要を示

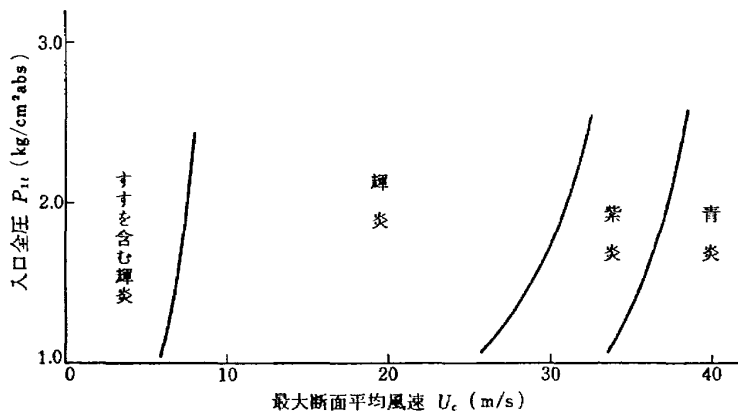


図 16 ライナ No. 5g₂ の火炎の色

す。プライマリ噴射弁のみを使用すると風速をはやめた状態に近づく。このとき、燃料噴霧粒径の小さくなることと同時に燃料のライナ内の配分もかわる。

3.5 振動燃焼

実験した範囲内（最大断面平均風速 $U_c=50$ m/s 付近までチェックした）では、空燃比の比較的大きな、たとえば $n=80$ という状態での振動燃焼は現れず、空燃比の小さな側の振動燃焼のみを調べた。観察された各種ライナの振動限界を図 17 に示す。これは、分流板やスワラをかえても変化なく、ほぼ空燃比 $n=40$ 付近に現れた。JR-100 従来形では、スワラをかえるとこの限界空燃比が大きくなり、一次燃焼領域の性能にスワラのもつ役割の大きなことを示したが、この二重構造形ライナでは、一次燃焼領域の性能をスワラと二重構造部分の空気孔とが分担する形になり、スワラの影響が少なくなったものとみられる。なお、プライマリ噴射弁のみで振動限界を求めると、プライマリ、メイン両噴射の場合にくらべて、限界空燃

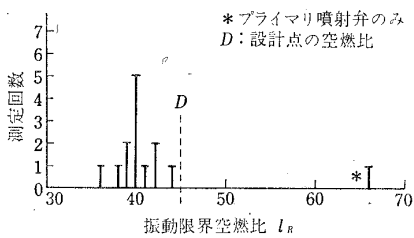


図 17 燃料過濃側の振動限界空燃比

比の大きなほうに移動し（図 17 に 1 例）、噴霧粒径の変化にともなう燃料のライナ内における配分の重要なことを示した。この燃料噴射弁の影響は、従来形ライナでも同様に現れた⁵⁾。

3.6 着火性能

着火性能は、空気流量を一定に保ち、プライマリ燃料噴射圧力を高めて、着火したときの噴射圧を読んだ。空気圧力はほぼ大気圧、空気温度は 100°C 付近である。実機の場合、空気温度は着火状態で大気温度に近いが、JR-100 および JR-200 の燃焼実験のデータから実機始動時の性能を推定することができた。JR-100 実機着火時の空気流量は $m_a=2.6\sim 3.7$ kg/s と推定される。図 18 にライナ No. 5 模型実験結果を示す。ライナ No. 5 系のもは、従来形の一重構造のものにくらべて着火性能がよい。これは、二重構造にして噴射弁と点火プラグとの間隔が小さくなった

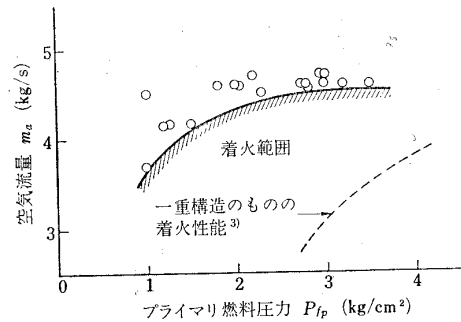


図 18 ライナ No. 5 系統の着火性能

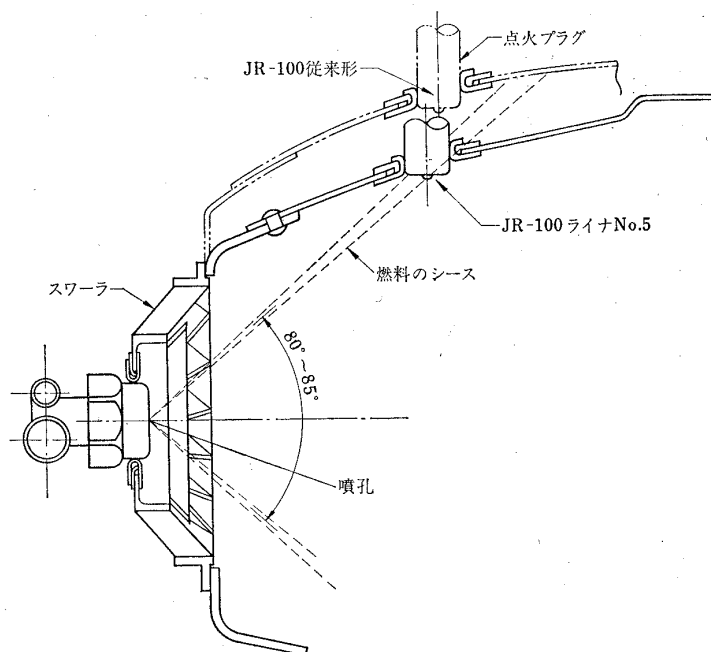


図 19 燃料噴霧と点火プラグの相対位置

こと、これに関連して、点火プラグの位置が着火しやすい流れ模様の箇所に入ることによるものと推定される。燃料噴霧と点火プラグとの相対位置を図 19 に示す。

分流板、スワラなどをかえ、燃焼性能の向上をはかったものは、着火性能が初期のものよりいくぶん低下した。

4. ま と め

JR-100 の高温形燃焼器として設計した JR-100 ライナ No. 5 は、燃焼実験の結果、一次燃焼領域にやや不満足な点があったが、全体性能として JR-100 従来形より燃焼効率特性がよく、火炎も短かくなっている。

この燃焼器は、平均温度上昇 $\Delta t=773^{\circ}\text{C}$ を設計点としたが、実際には、 $\Delta t=850^{\circ}\text{C}$ までとることができ、このとき燃焼効率 $\eta_c=95\%$ 以上、平均 97% 、燃焼負荷率として $Q=1.3\times 10^8\text{kcal/m}^3\text{h}(\text{kg/cm}^2)$ という高い値が得られた。この他、全圧損失、出口温度分布、着火性能、振動燃焼限界などエンジン運転時に要求される諸項目に対しても満足できる結果が得られた。また、この燃焼器は、総計して 25 時間の燃焼実験を行なったが、この間にライナの焼損やいちじるしい変形など耐久性に問題となるようなことは現れな

った。

以上総合して、JR-100 ライナ No. 5 の最終形は、このまま JR-100 性能向上形の実機燃焼器として採用することができると思われる。

文 献

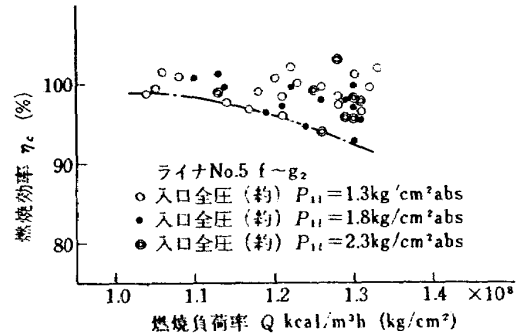
- 1) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国雍; 軽量ジェットエンジン研究試作2号機 (JR-200) の燃焼器(Ⅱ), 航技研資料 TM-128 (昭和 43)「配布先限定」
- 2) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 山中国雍; 超軽量ジェットエンジン試作1号機 (JR-100) の燃焼器 (Ⅰ), 航技研資料 TM-68 (昭和 40)「配布先限定」
- 3) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国雍; 軽量ジェットエンジン試作1号機 (JR-100) の燃焼器(Ⅱ), 航技研資料 TM-129 (昭和 43)「配布先限定」
- 4) 大塚貞吉, 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 (昭和 42)
- 5) 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 大塚貞吉, 山中国雍; 軽量ジェットエンジン研究試作2号機 (JR-200) の燃焼器 (Ⅰ), 航技研資料 TM-93 (昭和 41)「配布先限定」
- 6) 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 TR-24 (昭和 37)

付録 1 燃焼負荷率に用いる圧力指数の検討

本文および付表 5 では、燃焼負荷率の単位として、 $[\text{kcal}/\text{m}^3\text{h}(\text{kg}/\text{cm}^2)]$ を用いた、すなわち圧力指数として 1.0 を用いたが、ことなる作動状態で燃焼負荷率を比較する場合、圧力指数をいくつにとるか問題になるから、この検討をしてみる。

付図 1 にライナ No. 5f から No. 5g₂ までの燃焼負荷率と燃焼効率との関係をまとめて示す。これによると $P_{1t}=1.8\text{kg}/\text{cm}^2\text{abs}$ のときいくぶん燃焼効率が低下しているようにもみられるが、実用上、圧力指数 1 を用いてよいことがわかる。通常、圧力指数は 1.3 ~ 1.8 といわれ、この相違について次のようなことが考えられる。

噴霧形燃焼器の場合、燃料流量および燃焼器内圧力によって噴霧粒径が変わり、燃焼器内の燃料配分が変化する。これは燃焼器内圧力を高めた場合、一次燃焼領域を燃料過濃にするように働く。すなわち空気温度、空気流入配分、全体空燃比を一定にしたとき、蒸発燃料を対象にした局所実効空燃比は $n_r \propto P_{1t}^{-0.5}$ 程度になると見積られる¹⁾。しかるに一次燃焼領域に多くの空気を流入するのは保炎性能上むずかしく、燃焼器内圧力が高くて、全体空燃比の低いとき、この燃料過濃混合気形成の傾向は、さげがたいものとなる。一方化学反応に着目すると、圧力増加は反応分子濃度の増加になり、2 分子反応を考えると圧力の二乗で反応

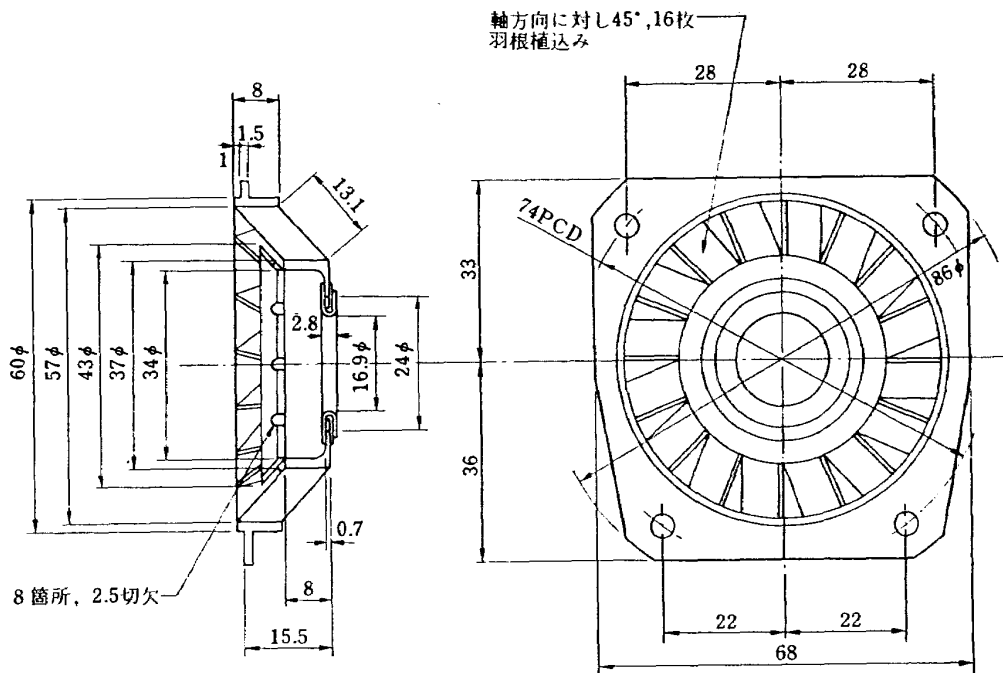


付図 1 燃焼負荷率と燃焼効率

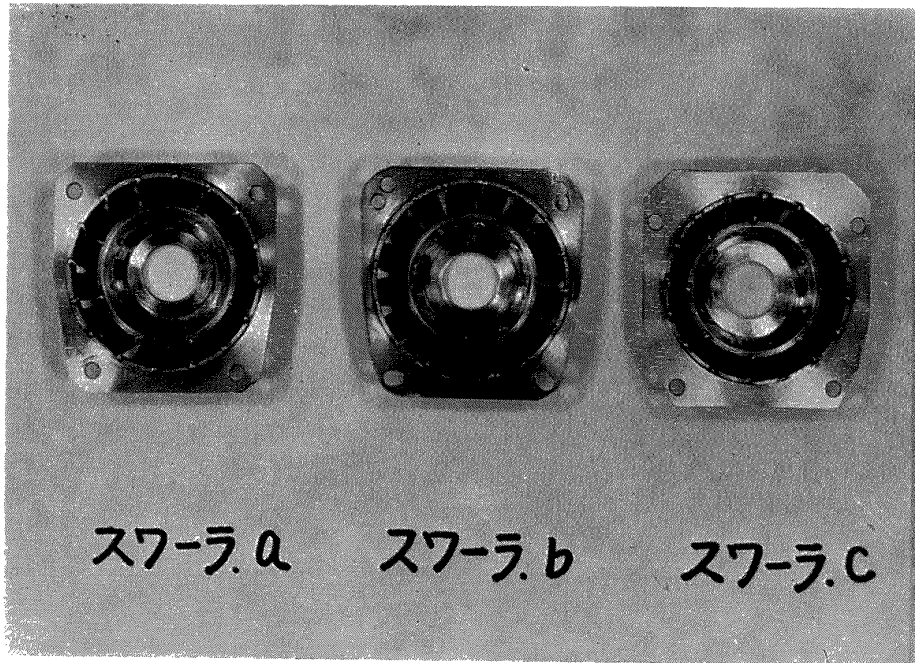
が促進される。また熱解離度が減少して燃焼領域内の温度が上昇し、化学反応を有利に導く。この相反する二つの事項から、入口全圧を増加すると、はじめ噴霧状態変化の影響が現われ、ある圧力以上になると化学反応の影響のほうが大きくなって燃焼性能が向上するようになる、と推定される。本文図 11 の傾向から、このライナ No. 5 実験の場合の圧力範囲は、燃料噴霧の影響と化学反応の影響が重なり合っている付近と解釈され、圧力指数を求めるに適切な状態ではない。この燃焼器の圧力の高い状態、たとえば $P_{1t} > 4\text{kg}/\text{cm}^2\text{abs}$ 、における圧力指数がどの程度になるか、これは現在のところ、実験装置の能力の制限から求めることができない。

付録 2 スワーラによる火炎の保持状態

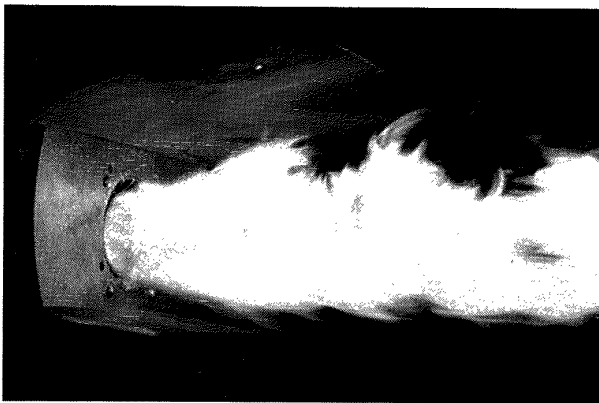
この燃焼器に用いたスワーラは、混流形盲リング付



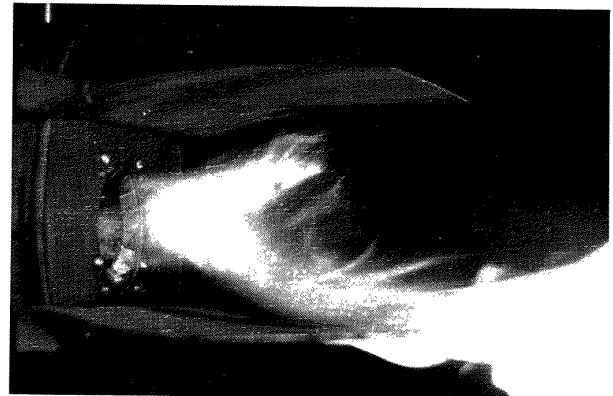
付図 2 スワーラ a (57/37, 45, 43φ 盲, 8-2.5 切欠付)



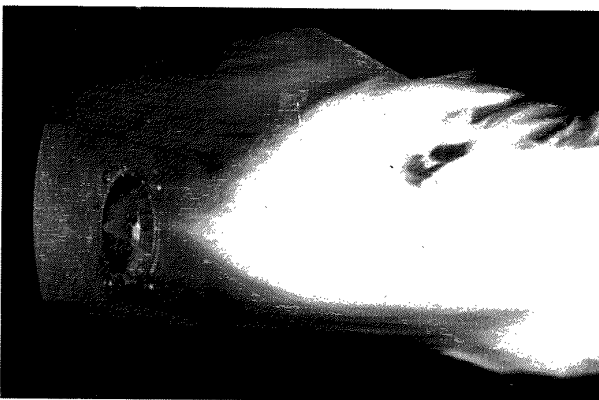
付図 3 スワ-ラ a, b, c の比較



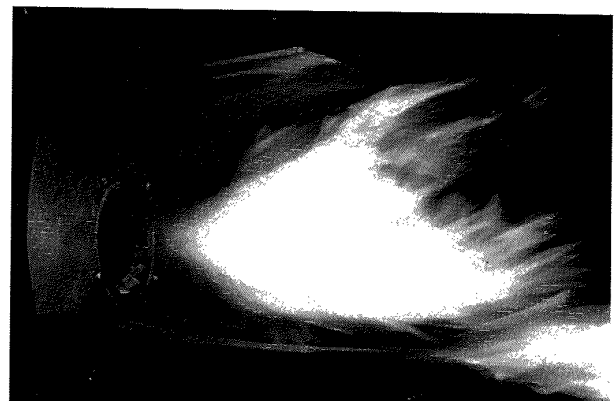
付図 4 ① スワ-ラ a の保炎状態 (その 1)



付図 4 ③ スワ-ラ b の保炎状態



付図 4 ② スワ-ラ a の保炎状態 (その 2)



付図 4 ④ スワ-ラ c の保炎状態

スワ-ラで、盲リングに切欠をつけたものをスワ-ラ a、盲リングに切欠がなくスワ-ラ外径のことになるものをスワ-ラ b、スワ-ラ c とした。付図 2 にスワ-ラ a の図を示す。付図 3 に各スワ-ラの下流側からみ

た状態を示す。

スワ-ラについては、その外径や開口面積と同時に、下流側の流れ模様が保炎性能にとって重要になるため、これを調べる必要がある。流れ模様と保炎状態

は、火炎を保持させて観察するのが簡単である。

そのためスワラのみを取り出し、実際の場合と同様に液体燃料 (JP-4) を噴射して燃焼させ、各スワラの比較を行なった。

付図4の①は、スワラ a の場合で、火炎はスワラ盲リングによく保持され、良好な状態を示している。②は、スワラ a であるが、燃料流量を増した場合で、スワラ直後が薄い青炎になり、写真では火炎の存在が明らかでない。この青炎は、盲リング切欠きからのわずかな空気によって、これ以上燃料流量を増しても吹消えることはない。しかし、他に害をおよぼさぬよう、もう少し多くの空気を入れて火炎の量を増したいものである。

付図4の③は、スワラ b の保炎状態で、スワラに火炎はよく保持されているが、火炎はすぐ切れて広がらず、燃料が飛散する。このスワラ単独の状態では、スワラ a の性能より少し劣る。

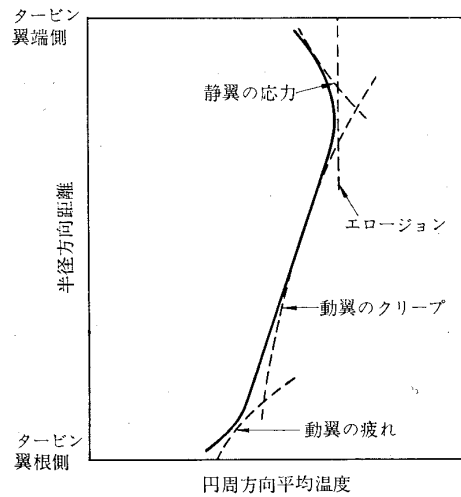
付図4の④は、スワラ c の保炎状態で、火炎はスワラからはなれ、安定でない。この場合でも、燃料流量を減少すると①のような安定した火炎になる。スワラからはなれた火炎状態は、振動燃焼を起こしやすく、望ましくないものである。

以上スワラのみでの比較では、スワラ a または b

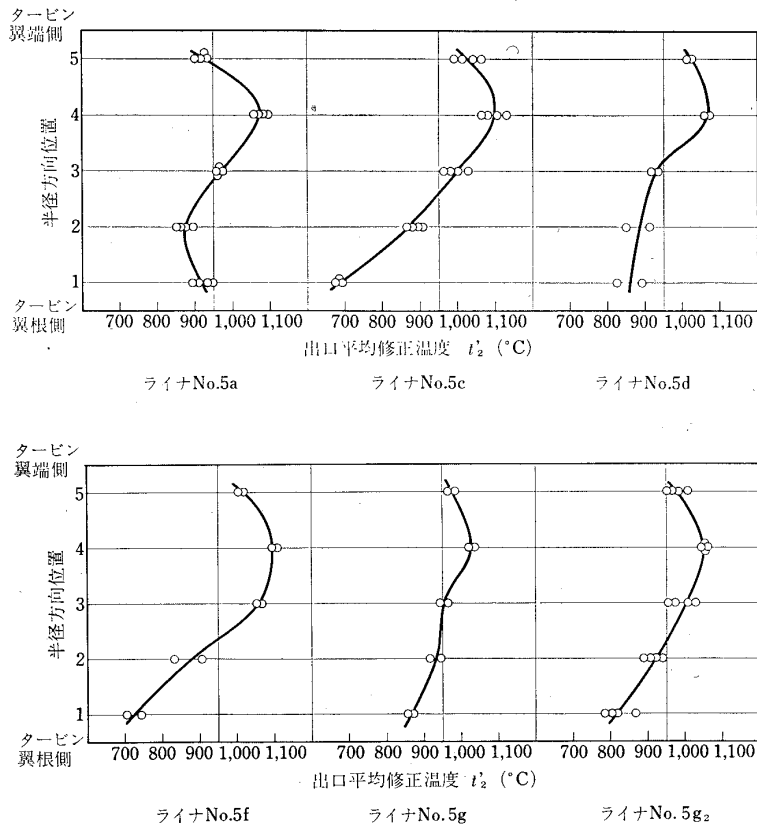
がよく、スワラ c はこれより劣ると推定される。

付録 3 タービンを対象にしたときの
出口温度分布について

タービンを対象として燃焼器出口の温度分布を考えてみる。タービンノズルでは、ごく一部分でも、平均値よりとび抜けて高温部分のあるのは、局部的な過熱を招いて好ましくなく、最高温度をなるべく低く押えたほうがよい。最高温度は、実際には測定値からすぐ



付図 5 タービン動翼を対象にしたときの最適出口温度分布形 (無冷却タービン)



付図 6 円周方向に平均した半径方向の出口温度分布

に求められるが、このライナ No. 5 の場合、付表の出口温度不均一率で調べられることができる。すなわち、出口温度不均一率 t_{2U} から

$$t_{2U} = \frac{(t_{2i})_{\max} - t_2}{\Delta t}$$

$$\text{最高温度 } (t_{2i})_{\max} = (t_{2U}) \times \Delta t + t_2 \text{ } ^\circ\text{C}$$

となる。ただし、温度の高い箇所はどこであってもよい。これに対し、高速回転をしているタービン動翼では、半径方向の温度分布が問題となる。最良の分布形は、タービン動翼の高温強度、表面の耐酸化性からきまり、無冷却翼では付図5の形にするのがよい。しかし設計上は、ほぼ一様、翼根側温度のみやや低目程度を考えている。

付図6は、ライナ No. 5 系統の半径方向の円周平

均温度分布で、全体平均値が設計点の $t_2=950^\circ\text{C}$ になるよう修正したものである。この修正は、各位置の温度上昇割合が全体平均の温度上昇に比例するとして行なったもので、実際とよく合う。付図6から、No. 5a は翼根側で温度の高くなる傾向をもち、No. 5c, No. 5f では翼根側が低過ぎ、すなわち、他に高温の箇所ができやすく、いずれも好ましくない。No. 5d, No. 5g, No. 5g₂ などが、ほぼよい分布形といえる。

この半径方向の温度分布形は、実際には、圧縮機出口の全圧分布の影響を受け、JR-100 の場合、圧縮機出口全圧が外径側高目のため、燃焼器のみの試験状態では、タービン翼端側の温度をいくぶん高目にしておくほうがよかった。

付表 1 燃 焼 器 要 目

燃 焼 器 形 式	直 流 ア ニ ュ ラ 形
燃 焼 器 最 大 径	630 mm
最 小 径	232 mm
燃 焼 器 全 長	394 mm
タービンノズル高さ	81.6 mm
ライナ容積	(約) 0.052 mm ³
燃料噴射弁数/P.C.D.	18 個/450 mm
(以下設計点状態の数値)	
入 口 空 気 全 圧 P_{1t}	3.9 kg/cm ² abs
入 口 空 気 全 温 t_1	177°C
全 空 気 流 量 ma	27.5 kg/s
抽 気 流 量 ma_s	2.2 kg/s(max)
最 大 断 面 平 均 風 速 U_c	35 m/s
全 圧 損 失 率 $\Delta P/P$	10 % 以下
平 均 温 度 上 昇 Δt	773 deg C
最 低 空 燃 比 n	45
燃 焼 効 率 η_c	96 % 以上
燃 焼 負 荷 率 Q	(約) 0.93×10^8 kcal/m ³ h·kg/cm ²

付表 2 分 流 板 の 種 類

分 流 板 名 称	摘 要
分 流 板 a	原 型
分 流 板 b	形状, 特に輪郭を図面通り修正したもの
分 流 板 c	分流板入口幅を原型の 13 mm から 15.5 mm と広げたもの。 外側分流板のみを加工した
分 流 板 d	分流板入口を軸方向長さにして 4 mm 切り, 入口幅を 18 mm としたもの
分 流 板 e	内側分流板の入口側のみをさらに軸方向に 4 mm 切り, 分流板入口幅を 20 mm 相当としたもの

付表 3 スワ ー ラ の 種 類

スワ ー ラ 名 称	摘 要*
スワ ー ラ a	57/37, 45, 43φ 盲, 8-2.5 切欠付, 開口面積 7.8 cm ²
スワ ー ラ b	58/37, 45, 42φ 盲, 8-1.5φ 孔あけ, 開口面積 8.9 cm ²
スワ ー ラ c	55/37, 45, 41.5φ 盲, 8-1.5φ 孔あけ, 開口面積 7.2 cm ²

* 摘要中の数字は, 有効外径/有効内径, 旋回角, 盲リング外径その他を意味する

付表4 ライナ No. 5 系統

ライナ名称	描	要
No. 5 a	原型, 図4	
No. 5 b	内側希釈孔を 1/2 ピッチまわし千鳥配列とする	
No. 5 c	内側希釈孔を 1/2 ピッチまわし千鳥配列とする 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける	
No. c 1	内側希釈孔を 1/2 ピッチまわし千鳥配列とする 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける 内側希釈孔部分のライナ冷却用スリットに盲板をつける	
No. c 2	No. 5 c 1 と同一。ライナ形状の修正を行なう	
No. c 3	内側希釈孔を 1/2 ピッチまわし千鳥配列とする 内側希釈孔中間に 13φ 孔あけを行なう 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける 内側希釈孔部分のライナ冷却用スリットに盲板をつける	
No. 5 d	内側希釈孔部分に JR-100 No. 31 のライナ (希釈孔 27×70, 24 列) をつける 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける	
No. 5 e	原型の内側希釈孔の間に 13φ, 18 か所孔あけ 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける	
No. 5 f	内側希釈孔 28×65, 千鳥配列 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける	
No. 5 f 1	内側希釈孔 28×65, 千鳥配列 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける 内側希釈孔部分のライナ冷却用スリットに盲板をつける	
No. 5 g	内側希釈孔 18×54, 36 列 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける	
No. 5 g 1	内側希釈孔 18×54, 36 列 外側希釈孔に高さ 5mm の案内筒をつける 内側ライナの一次燃焼領域部分の 17φ 空気孔 18 個に盲板をつける	
No. 5 g 2	内側希釈孔 18×54, 36 列 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける ライナ形状を修正する	
No. 5 g 3	内側希釈孔 18×54, 36 列 前側空気孔と千鳥配列になっている内側希釈孔 18 個に高さ 20mm の案内筒をつける 外側希釈孔に高さ 10mm の案内筒をつける	

付表 5 実験結果一覽表

実験番号 No.	入口全圧 P_{t1} kg/cm ² abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 ma_s/ma %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_2 °C	平均出口 温度上 Δt degC	平均温度 上昇 Δt degC	出口入口 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口不均一 率 t_{2v}	全圧損失 係数 ϕ	空燃比 n	燃烧効率 η_c %	燃烧負荷率 Q kcal/m ² h kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
-------------	--	----------------------	---------------------------	-----------------------	------------------	------------------------	--------------------------------	-------------------------------	-----------------------------------	------------------------	----------------------	------------	--------------------	--	----------------------	-------------------------------------

ライナ No. 5a, 分流板 a, スワロー a, 燃料噴射弁 JR-200

7001	1.195	10.95	40.28	0	80	80	0	0	1.00	—	13.5	∞	—	—	—	0
7002	1.255	10.78	38.89	0	95	508	413	413	2.12	0.38	14.8	90.2	93.9	0.64	—	1
7003	1.272	10.76	38.96	0	103	624	521	521	2.39	0.38	15.0	72.7	97.5	0.81	—	1.5
7004	1.289	10.73	38.45	0	105	703	598	598	2.58	0.42	15.5	62.3	97.1	0.92	—	2
7005	1.300	10.70	38.12	0	107	761	654	654	2.72	0.40	15.7	55.8	96.3	1.01	—	2.5
7006	1.822	14.60	37.72	0	112	763	651	651	2.69	0.46	16.3	55.7	95.7	0.98	—	5
7007	1.775	14.82	40.05	6.5	115	790	675	675	2.74	0.47	15.3	53.4	95.7	0.99	—	5

ライナ No. 5b, 分流板 a, スワロー a, 燃料噴射弁 JR-200

7008	1.274	10.72	37.21	0	88	619	531	531	2.47	0.43	15.7	72.2	98.4	0.81	—	1.5
7009	1.300	10.63	37.19	0	100	750	650	650	2.74	0.41	16.2	55.7	95.3	0.99	—	2.5
7010	1.324	10.70	37.06	0	104	850	746	746	2.98	0.39	16.5	47.7	95.4	1.15	<44	3.5
7011	1.823	14.42	37.10	0	112	827	715	715	2.86	0.41	16.7	50.3	96.2	1.07	<47	6
7012	1.796	14.78	39.31	6.5	115	859	744	744	2.92	0.47	15.6	48.0	46.0	1.09	—	6
7013	1.801	14.67	39.06	5.8	117	850	733	733	2.88	0.49	15.8	48.4	95.1	1.07	—	6

ライナ No. 5c, 分流板 a, スワロー a, 燃料噴射弁 JR-200

7014	1.275	10.68	39.73	0	114	666	552	552	2.43	0.44	15.5	72.2	103.2	0.85	—	1.5
7015	1.302	10.57	38.66	0	118	804	686	686	2.75	0.43	16.4	54.3	99.0	1.05	—	2.5
7016	1.319	10.54	38.22	0	121	886	765	765	2.94	0.44	17.0	46.6	96.4	1.17	<43	3.5
7017	1.846	14.57	38.29	0	124	722	598	598	2.51	0.45	16.7	64.3	100.8	0.88	—	4
7018	1.834	14.64	39.03	0	126	841	715	715	2.79	0.48	17.2	50.9	97.5	1.09	—	6
7019	1.846	14.77	38.79	6.5	121	897	776	776	2.97	(0.92)	16.6	48.0	100.7	1.12	<45	6

実験番号 No.	入口全圧 P_{t1} kg/cm ² abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 ma_s/ma %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_2 °C	平均出口 温度上昇 Δt degC	出口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度 不均一率 t_{2U}	全圧損失 係数 ϕ	空燃比 n	燃焼効率 η_c %	燃焼負荷率 Q kcal/m ² h kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
-------------	--	----------------------	---------------------------	-----------------------	------------------	------------------------	---------------------------------	---------------------------------	--------------------------	----------------------	------------	--------------------	--	----------------------	-------------------------------------

ライナ No. 5 c1, 分流板 a, スワロー a, 燃料噴射弁 JR-200

7020	1.271	10.82	37.57	0	90	609	519	2.43	0.49	16.1	73.1	97.3	0.81×10 ⁸		1.5
7021	1.305	10.82	37.53	0	100	770	670	2.80	0.47	16.8	56.2	99.2	1.04		2.5
7022	1.325	10.73	37.23	0	107	866	759	3.00	0.44	17.5	47.4	96.6	1.17		3.5
7023	1.334	10.68	37.25	0	112	908	796	3.07	0.42	17.5	44.0	95.0	1.23		4
7024	1.842	14.50	37.35	0	117	717	600	2.54	0.43	17.1	63.8	100.0	0.88		4
7025	1.854	14.49	37.42	0	121	844	723	2.83	0.44	18.1	50.3	97.4	1.07		6
7026	1.862	14.61	37.82	0	123	924	801	3.02	0.40	18.7	43.2	94.0	1.21		8
7027	2.119	16.01	36.38	7.4	126	839	713	2.79	0.37	16.7	52.8	100.5	0.95		6

ライナ No. 5 c1, 分流板 a, スワロー b, 燃料噴射弁 JR-200

7028	1.286	10.87	37.52	0	92	607	517	2.42	0.46	16.8	75.4	99.9	0.80		1.5
7029	1.317	10.78	37.10	0	100	778	678	2.82	0.44	17.4	56.3	100.7	1.04		2.5
7030	1.338	10.84	37.29	0	106	858	752	2.98	0.44	18.0	49.4	99.6	1.16		3.5
7031	1.346	10.81	37.26	0	110	896	786	3.05	0.44	(20.5)	44.8	95.2	1.21		4
7032	1.843	14.75	38.01	0	115	709	594	2.53	0.41	17.9	65.1	101.0	0.88		4
7033	1.852	14.78	37.96	0	116	834	718	2.85	0.41	18.3	51.7	99.1	1.09		6
7034	1.922	14.78	36.45	0	117	912	795	3.04	0.42	19.4	44.1	95.2	1.18		8
7035	1.880	15.23	39.04	6.7	118	873	755	2.93	0.41	17.4	50.0	101.4	1.09		6

ライナ No. 5 c2, 分流板 b, スワロー b, 燃料噴射弁 JR-200

*7036	1.264	10.85	38.21	4.5	92	667	575	2.57	0.39	15.4	71.3	105.8	0.86		1.5
*7037	1.296	10.88	38.74	4.5	99	830	731	2.96	0.39	15.9	54.3	105.3	1.10		2.5
*7038	1.316	10.92	38.11	5.3	105	925	820	3.17	0.37	16.5	45.9	102.0	1.24		3.5
*7039	1.325	10.90	38.17	5.5	109	999	890	3.33	0.29	16.7	42.6	103.7	1.34		4
*7040	1.822	14.78	38.52	6.8	113	898	785	3.03	0.34	17.5	47.9	101.3	1.14		6
*7041	1.849	14.72	37.78	7.0	116	1001	885	3.28	0.27	17.6	40.8	99.3	1.28	<40	8
*7042	1.819	14.94	39.54	6.8	117	905	788	3.02	0.34	17.4	48.5	103.0	1.15		6

* 印は参考データ

実験番号 No.	入口全圧 P_{11} kg/cm ² abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 ma_s/ma %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_2 °C	平均温度 上昇 Δt degC	出口入口 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度 不均一率 t_{2v}	全圧損失 係数 ϕ	空燃比 n	燃焼効率 η_c %	燃焼負荷率 Q kcal/m ³ h. kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
7043	1.257	10.92	37.54	0	85	634	549	2.53	0.43	14.8	73.1	103.1	0.87×10 ⁸		1.5
7044	1.309	10.91	37.26	0	94	785	691	2.88	0.41	17.4	57.4	104.5	1.08		2.5
7045	1.328	10.84	36.93	0	100	888	788	3.11	0.37	17.9	47.8	101.2	1.23		3.5
7046	1.335	10.79	37.07	0	106	932	826	3.18	0.34	18.0	44.7	100.2	1.29		4
7047	1.313	10.02	34.84	0	108	970	862	3.26	0.32	18.7	41.6	98.0	1.28		4
7048	1.822	14.79	38.40	0	113	719	606	2.57	0.37	17.7	65.3	103.3	0.91		4
7049	1.830	14.81	38.46	0	115	850	735	2.89	(0.41)	18.2	51.6	101.4	1.13		6
7050	1.846	14.85	38.37	0	117	932	815	3.09	0.34	18.9	44.2	97.8	1.26		8
7051	1.850	15.23	39.68	6.5	118	985	867	3.22	0.30	17.7	42.7	101.3	1.30		8

ライナ No. 5d, 分流板 b, スワラ b, 燃料噴射弁 JR-200

7052	1.277	10.85	37.83	0	91	622	531	2.46	(0.95)	17.4	74.6	101.7	0.82		1.5
7053	1.310	10.94	38.16	0	102	770	668	2.78	0.68	17.4	58.2	102.3	1.04		2.5
7054	1.328	10.75	37.36	0	107	866	759	3.00	0.47	18.5	48.5	98.7	1.17		3.5
7055	1.343	10.87	37.61	0	110	913	803	3.10	0.38	18.5	45.0	97.7	1.25		4
7056	1.808	14.75	38.92	0	115	836	721	2.86	(0.54)	18.8	52.0	99.9	1.11		6
7057	1.841	14.94	39.05	0	118	906	788	3.02	0.40	19.5	44.7	95.5	1.23		8
7058	1.812	15.03	40.20	6.4	119	954	835	3.13	0.33	18.2	42.0	95.7	1.26		8
7059	2.288	18.91	40.53	0	122	883	761	2.93	0.45	20.4	46.7	95.9	1.20		12

ライナ No. 5e, 分流板 b, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-200

7060	1.274	11.00	36.00	0	70	621	551	2.61	0.55	16.2	72.8	102.7	0.87		1.5
7061	1.308	10.91	36.77	0	90	770	680	2.87	0.49	16.6	56.8	101.9	1.06		2.5
7062	1.328	10.84	36.63	0	98	865	767	3.07	0.47	17.2	48.3	99.6	1.20		3.5
7063	1.339	10.82	36.62	0	102	900	798	3.13	0.45	17.5	44.4	96.2	1.24		4

ライナ No. 5e, 分流板 c, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-200

7064	1.256	10.71	37.78	0	90	606	516	2.42	0.61	15.3	74.3	98.3	0.80		1.5
7065	1.286	10.58	37.31	0	100	761	661	2.77	0.56	16.0	56.6	98.7	1.02		2.5
7066	1.305	10.50	36.80	0	105	864	759	3.01	0.52	16.4	47.2	96.4	1.17		3.5

実験番号 No.	入口全圧 P_{1t} kg/cm ² abs	空気流量 \dot{m}_a kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 \dot{m}_{a_1}/\dot{m}_a %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_2 °C	平均出口 温度 Δt degC	出口入口 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度 不均一率 t_{2V}	全圧損失 係数 ϕ	空燃比 n	燃焼効率 η_e %	燃焼負荷率 Q kcal/m ² h kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
7067	1.319	10.59	36.86	0	106	901	795	3.10	0.46	16.8	44.0	95.0	1.23×10 ⁸		4
7068	1.811	14.51	37.64	0	112	832	720	2.87	0.55	16.8	51.3	98.7	1.10		6
7069	1.792	14.66	38.98	6.3	114	853	739	2.91	0.49	16.0	48.6	96.5	1.08		6
7070	1.823	14.53	37.81	0	115	903	788	3.03	0.42	17.7	43.8	93.8	1.21		8

ライナ No. 5c3, 分流板 c, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-200

7071	1.312	10.97	36.97	0	90	774	684	2.88	0.37	17.0	58.6	105.3	1.07		2.5
7072	1.334	10.88	36.91	0	100	888	788	3.11	0.32	17.7	48.3	102.2	1.22		3.5
7073	1.342	10.83	37.04	0	106	923	817	3.15	0.33	17.6	44.5	98.5	1.27		4
7074	1.833	15.01	38.91	0	112	840	728	2.89	0.35	18.1	52.0	101.0	1.13		6
7075	1.843	14.98	38.70	0	114	932	818	3.11	0.33	18.7	44.3	98.5	1.28		8
7076	2.326	19.24	40.18	0	118	907	789	3.02	0.40	18.8	46.5	99.2	1.25		12

ライナ No. 5f, 分流板 c, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-200

7077	1.300	11.35	38.84	0	91	736	645	2.77	0.35	16.1	62.0	104.5	1.05		2.5
7078	1.323	11.22	38.63	0	101	861	760	3.03	0.37	16.6	50.8	103.2	1.22		3.5
7079	1.304	11.16	39.52	0	106	917	811	3.14	0.33	16.5	46.6	102.2	1.33		4
7080	1.279	9.76	34.85	0	109	939	830	3.17	0.31	17.8	43.8	98.8	1.22		3.5
7081	1.809	15.20	40.31	0	114	704	590	2.52	0.35	17.5	68.1	104.6	0.92		4
7082	1.815	15.24	40.28	0	116	832	716	2.84	0.37	17.2	53.7	102.4	1.14		6
7082	1.805	15.23	40.36	0	117	916	799	3.05	0.33	17.4	46.1	99.8	1.30		8
7084	2.308	19.60	41.42	0	119	908	789	3.01	0.37	17.9	48.5	103.2	1.28		12

ライナ No. 5f1, 分流板 c, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-200

7085	1.336	10.90	35.26	0	85	466	381	2.06	0.50	16.4	96.3	91.7	0.55		1
7086	1.301	11.06	38.46	0	96	598	502	2.36	0.43	16.7	78.1	100.2	0.78		1.5
7087	1.330	10.98	37.74	0	102	774	672	2.79	0.46	17.3	57.9	102.5	1.04		2.5
7088	1.351	10.87	36.96	0	106	886	780	3.06	0.41	18.5	48.0	100.8	1.20		3.5
7089	1.361	10.85	36.83	0	109	930	821	3.15	0.32	18.1	44.9	99.8	1.26		4
7090	1.809	14.97	39.52	0	113	718	605	2.57	0.40	18.1	65.4	103.1	0.93		4

実験番号 No.	入口全圧 P_{t1} kg/cm ² abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 ma_s/ma %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_2 °C	出口入口 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度 不均一率係 t_{2v}	全圧損失 数 ϕ	空燃比 n	燃焼効率 η_c %	燃焼負荷率 Q kcal/m ³ h kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
7091	1.820	14.82	38.84	0	114	852	2.91	0.44	18.9	51.1	100.9	1.10×10^3		6
7092	1.822	14.88	39.25	0	116	932	3.10	0.31	19.4	44.2	97.9	1.29		8
7093	2.323	19.23	40.26	0	118	930	3.08	0.31	19.6	44.3	97.7	1.30		13

ライナ No. 5g, 分流板 c, スワッチ a, 燃料噴射弁 JR-200

7094	1.255	10.82	37.90	0	86	596	2.42	0.47	16.2	73.2	95.4	0.80		1.5
7095	1.286	10.69	37.38	0	96	771	2.83	0.42	17.2	55.9	99.5	1.05		2.5
7096	1.315	10.77	37.29	0	101	873	3.06	0.42	17.7	47.5	98.5	1.21		3.5
7097	1.321	10.73	37.28	0	105	923	3.16	0.34	17.9	44.0	97.5	1.28		4
7098	1.796	15.08	39.88	0	110	697	2.53	0.37	17.4	65.8	100.6	0.91		4
7099	1.804	14.89	39.15	0	111	835	2.89	0.37	18.1	51.2	99.0	1.13		6
7100	1.801	14.98	39.76	0	113	924	3.10	0.33	18.8	44.4	97.6	1.30		8
7101	2.307	19.05	39.68	0	115	936	3.11	0.32	19.0	43.9	97.8	1.31		13

ライナ No. 5g1, 分流板 c, スワッチ a, 燃料噴射弁 JR-200

7102	1.274	10.59	34.90	0	95	647	2.50	0.45	19.0	71.4	101.6	0.84	66	35 (P_{fP})
7103	1.289	10.55	37.84	0	104	691	2.56	0.50	17.6	64.6	98.6	0.89		2.9 (P_{fM})
7104	1.323	10.60	37.35	0	109	857	2.96	0.46	18.5	48.8	97.7	1.14		3.5
7105	1.334	10.55	37.03	0	111	910	3.08	0.38	19.0	44.5	96.1	1.21	40	4
7106	1.794	14.89	39.74	0	114	836	2.86	0.47	18.1	52.7	101.4	1.13		6
7107	1.824	14.91	39.26	0	116	920	3.07	0.37	19.1	45.0	98.0	1.26		8

ライナ No. 5g2, 分流板 c, スワッチ a, 燃料噴射弁 JR-100

7108	1.259	10.65	38.10	0	96	662	2.53	0.45	16.1	70.6	103.0	0.88		2
7109	1.304	10.61	37.60	0	108	898	3.07	0.41	17.5	47.1	100.2	1.23		4
7110	1.321	10.58	37.29	0	112	960	3.20	0.30	17.9	42.1	97.4	1.31	40	5
7111	1.793	14.78	39.50	0	118	743	2.60	0.37	16.8	62.0	101.5	0.96		5
7112	1.816	14.66	39.17	0	122	862	2.87	0.37	18.1	50.4	99.9	1.14		7
7113	1.816	14.66	39.33	0	123	962	3.12	0.30	19.2	41.5	95.2	1.31	40	10
7114	2.274	18.29	39.43	0	125	952	3.08	0.29	19.3	42.3	95.5	1.29		15

実験番号 No.	入口全圧 P_{1t} kg/cm ² abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 ma_s/ma %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_2 °C	平均温度 上昇 Δt degC	出口入口 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度 不均一率 t_{2U}	全圧損失 係数 ϕ	空燃比 η	燃焼効率 η_c %	燃焼負荷率 Q kcal/m ² h. kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
-------------	--	----------------------	---------------------------	-----------------------	------------------	------------------------	-------------------------------	-----------------------------------	--------------------------	----------------------	---------------	--------------------	---	----------------------	-------------------------------------

ライナ No. 5 g 2, 分流板 d, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-100

7115	1.271	10.60	37.25	0	92	655	563	2.54	0.37	16.8	68.0	98.9	0.86×10 ⁸		2
7116	1.302	10.57	38.02	0	100	803	693	2.81	0.34	17.3	55.4	101.5	1.06		3
7117	1.319	10.47	37.34	0	113	892	779	3.02	0.34	17.9	47.3	99.1	1.18		4
7118	1.336	10.58	37.46	0	116	961	845	3.17	0.29	18.7	42.5	97.9	1.30	40	5
7119	1.799	14.67	39.43	0	119	742	623	2.59	0.34	17.3	61.4	100.4	0.95		5
7120	1.804	14.75	39.85	0	121	893	772	2.96	0.32	18.3	46.6	97.2	1.21	44	8
7121	2.274	18.24	39.52	0	125	938	813	3.04	0.30	19.5	42.4	94.0	1.26		15

ライナ No. 5 g 3, 分流板 e, スワラ a, 燃料噴射弁 JR-100

7122	1.290	10.74	36.70	0	90	785	695	2.91	0.40	17.4	55.1	101.0	1.08		3
7123	1.313	10.65	36.59	0	100	894	794	3.13	0.37	18.0	47.2	100.9	1.23		4
7124	1.328	10.61	36.63	0	107	951	844	3.22	0.31	18.4	41.9	96.5	1.31	38	5
7125	1.823	14.62	37.87	0	113	742	629	2.63	0.38	17.8	61.1	100.9	0.94		5
7126	1.816	14.69	38.57	0	115	893	778	3.01	0.35	19.2	46.2	97.1	1.21		8
7127	1.819	14.57	38.32	0	117	950	833	3.14	0.31	19.6	40.7	92.8	1.30	36	10
7128	2.284	18.62	39.48	0	119	943	824	3.10	0.31	19.7	42.5	95.6	1.30		15

ライナ No. 5 g 2, 分流板 e, スワラ c, 燃料噴射弁 JR-100

7129	1.289	10.72	36.51	0	89	768	679	2.87	0.40	16.4	55.7	99.5	1.05		3
7130	1.320	10.87	37.08	0	97	875	778	3.10	0.39	17.1	49.0	102.2	1.22		4
7131	1.336	10.79	36.78	0	102	948	846	3.25	0.30	17.8	43.3	99.6	1.32	41	5
7132	1.809	14.80	38.38	0	109	741	632	2.65	0.42	16.7	62.0	102.7	0.96		5
7133	1.818	14.87	38.80	0	113	893	780	3.02	0.38	17.4	47.5	99.9	1.22		8
7134	1.822	14.86	38.80	0	114	944	830	3.14	0.33	18.2	42.1	95.4	1.31	39	10
7135	2.287	18.82	39.73	0	117	935	818	3.10	0.33	18.5	43.7	97.3	1.30		15
7136	2.510	9.81	17.00	0	117	912	795	3.04	0.35	20.5	46.1	99.2	0.60	39	5

実験番号 No.	入口全圧 P_{t1} kg/cm ² abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 U_c m/s	抽気量 mas/ma %	入口温度 t_1 °C	平均出口 温度 t_3 °C	平均温度 上昇 Δt degC	出口入口 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度 不均一率 t_2v	全圧温度 係数 ϕ	空燃比 n	燃燒効率 η_c %	燃燒負荷率 $Q_{ckal}/m^3h \cdot$ kg/cm ²	振動限界 空燃比 l_R	燃料圧力 P_f kg/cm ²
7137	1.271	10.70	38.99	0	104	653	549	2.45	0.35	15.8	70.3	99.7	0.85		2
7138	1.291	10.60	38.36	0	109	783	674	2.76	0.37	16.7	55.5	99.0	1.04		3
7139	1.309	10.53	37.85	0	113	877	764	2.98	0.34	17.2	47.1	96.9	1.17		4
7140	1.327	10.64	37.83	0	115	944	829	3.14	0.33	17.3	42.4	95.8	1.29	42	5
7141	1.796	14.60	39.23	0	118	728	610	2.56	0.37	17.1	61.1	97.8	0.92		5
7142	1.797	14.68	39.74	0	121	880	759	2.93	0.33	17.7	47.1	96.4	1.19		8
7143	1.804	14.56	39.35	0	123	921	798	3.02	0.32	18.0	43.6	94.6	1.24	42	9

ライナ No. 5 g 2, 分流板 e, スワレー c, 燃料噴射弁 JR-100

TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤博, 坂口一 八山優, 高森晋
TM-142	二次元スラットおよびスロツテ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	1968年8月	戸川隼人, 石黒登美子 山本浩道
TM-146	双発 STOL 機の飛行試験 (実用運用包囲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 ロケットの研究試作	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

注: 欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料158号

昭和44年4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 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
