

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-170

JR エンジンの燃焼器に起きた振動燃焼

鈴木邦男・石井浅五郎・山中国雍

1970年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# JR エンジンの燃焼器に起きた振動燃焼\*

鈴木邦男\*\*・石井浅五郎\*\*・山中国雍\*\*\*

## On Oscillatory Combustion of the JR-Series Turbojet Combustors

By Kunio SUZUKI, Asagoro ISHII and Kuniyasu YAMANAKA

A research program upon light-weight turbojet engines for V/STOL aircrafts is progressing favorably at the National Aerospace Laboratory (Tokyo). As part of successful achievement of the program, the first experimental engine JR 100 was completed in 1964 and its reliability has been increased by examining all the parts subject to endurance tests. The second engine JR 200 is under trial-run.

Each one of these engines has an annular-type, high thermal loading combustor with swirl (duplex-type) atomizers and air-swirlers. At the beginning of the running of JR 100 and JR 200, an oscillatory burning was observed at just below the idling condition. Therefore, combustion tests of the combustor assembly were carried out to investigate the causes or the factors influencing on the oscillatory burning. The following two types of oscillation were observed:

The first type: it occurs accompanying the unstable flames behind each air-swirler and is usually in the range of an air-fuel ratio of 65-90. The roar heard is similar to an organ-pipe resonator's sound.

The second type: it is caused by a fuel-rich condition in the primary combustion zone. The flame flickers and lengthens, and as a result of this, the combustion efficiency deteriorates considerably. This oscillation limit lies in smaller air-fuel ratios than the case of the first type.

Most of the oscillatory burnings in the engines are expected to be of the first type. The authors have then considered the following counterplans to prevent oscillations.

- (1) Ameliorating of flow patterns behind the air-swirler to get optimum swirling angle.
- (2) Increasing in flow rate of cooling air through the air-holes around the fuelnozzle tips.
- (3) Controlling of fuel flow rate-ratios between main and primary nozzles.

These plans were effective with respect of the engines, and the oscillatory burning vanished entirely under normal running conditions.

### 1. はしがき

航空宇宙技術研究所で試作研究を行なった軽量ジェットエンジン JR 100, JR 200 は現在順調に運転され、各種の研究に使用されているが、試運転初期に振動燃焼の観察されることがあった。振動燃焼は、燃焼器の設計資料を求めた実物大模型の燃焼実験においても認められたが、きわめて微妙なもので、実験状態のわずかなずれが振動燃焼範囲を大幅にかえるなど、再現性が悪く、実機と模型の燃焼実験との対応性を得ることがむずかしいと予想された。このため、燃焼実験

では、振動燃焼について定性的な事柄を調べるにとどめていたが、実機運転において現われたため、振動燃焼範囲をエンジンの作動線からはずすための実験を行なった。幸い、実機と燃焼実験の間に振動燃焼範囲のずれはあっても傾向の類似が見い出され、燃焼実験から導き出した振動燃焼防止対策を実機に適用して成功した。

各種の燃焼器模型、実機において観察された振動燃焼の様子、その原因の推定および防止に関する資料をまとめて述べる。

### 2. JR 100 形燃焼器の振動燃焼

#### 2.1 JR 100 形燃焼器

JR 100 燃焼器<sup>1),2)</sup> は、直流アニューラ形で、プライ

\* 昭和45年1月17日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 石川島播磨重工業(株)

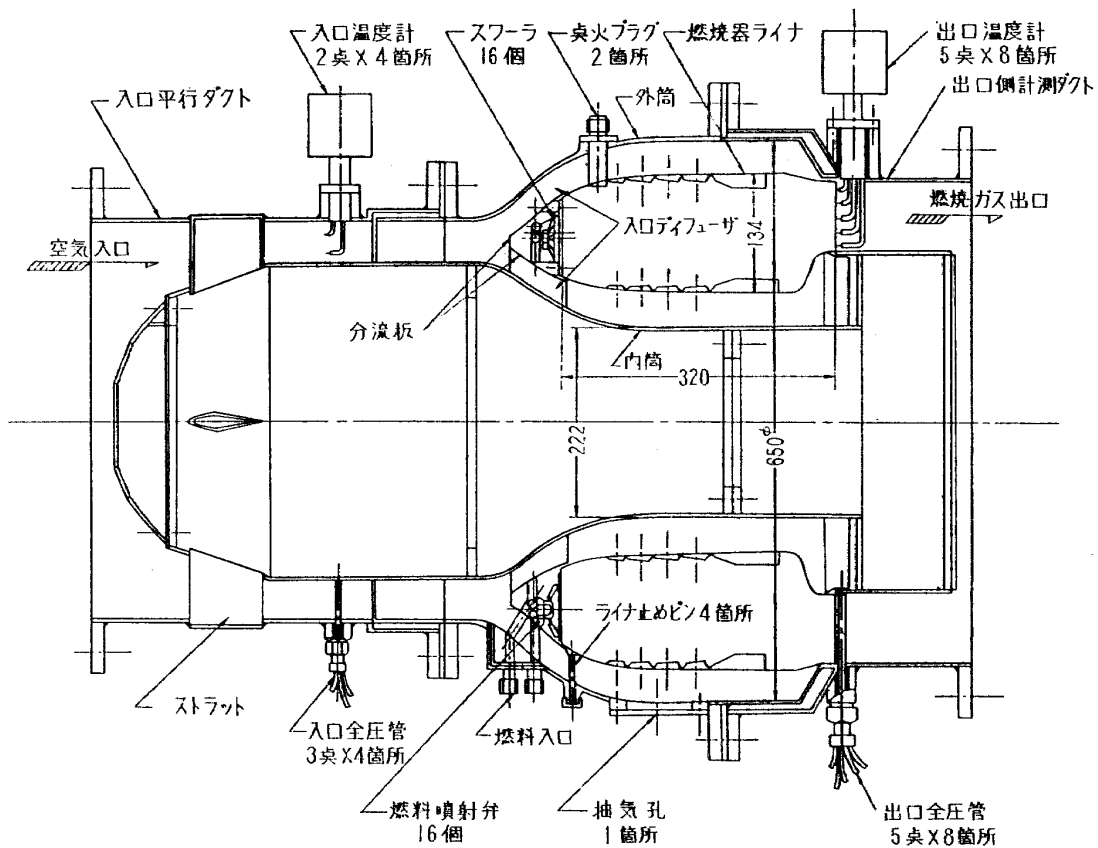


図 1 JR 100 燃焼器模型

マリ、メインそれぞれ独立したうず巻室をもつデュブル形燃料噴射弁 16 個 (P.C.D.=434 mm) とそのまわりに空気旋回羽根 (スワーラ) をもつ形である。スワーラについては、各スワーラ下流側の流れの相互干渉を少なくするようスワーラ外径を押え、ライナ空気孔についても、その流入空気流がスワーラ下流側の循環流に干渉しないような箇所から配置した。したがって、この形ではスワーラが一次燃焼領域の保炎性能の大部分を支配していると考えられる。類似の形状をもつ箱形燃焼器模型で測定したところ、スワーラから燃焼器全体に流れる空気量の約 14% が流入していた<sup>3)</sup>。図 1 に JR 100 燃焼器模型の断面図を示す。

同様な構造であるが、スワーラからの空気量をいくぶん減らしたもの (推定 7~10%) が JR 200 燃焼器の初期の形である<sup>4)</sup>。JR 200 では、燃料噴射弁のピッチが大きくとれなかったため (噴射弁数 20 個, P.C.D.=472 mm, 噴射弁ピッチ  $p=74.1$  mm), となり合うスワーラの相互干渉を押えたと外径を 54 mm 以下にする必要があり、スワーラ開口面積が十分とれず、スワーラからの流入空気量を制限した形になった。これから、一次燃焼領域の空気負荷率が低下し、スワーラ性能の全体燃焼性能におよぼす影響は、JR 100 の場合より減少した。

表 1 JR 100, JR 200 燃焼器の設計点における作動状態の比較

	JR 100	JR 200
全空気流量 kg/s	27.5	37.2
抽気量 kg/s	1.5	3.0
入口全圧 kg/cm <sup>2</sup> abs	4.03	4.14
入口全温 °C	177	181
最大断面平均風速 m/s	33.4	36.1
空燃比	54.5	55
一次燃焼領域の空気負荷率 (推定) kg/m <sup>3</sup> ·s·atm	67	40~50

JR 100, JR 200 燃焼器の設計点における作動状態を表 1 に示す。

## 2.2 JR 100 形燃焼器模型に起きた振動燃焼

燃焼実験において 2 種類の振動燃焼が観察された。すなわち、

第 1 種: 一次燃焼領域内にある、特にスワーラ下流側の循環流領域内の火炎の不安定という局所的な火炎の不安定に基づくとみられる振動燃焼。これは比較的空燃比の大きな範囲で起きた。振動周波数は、480 ヘルツ付近。火炎の色の変化 (輝炎→紫、または紫

→水色)をとまなうことが多い。

第2種：一次燃焼領域全体の火炎が不安定になって起きる振動燃焼で、空燃比の小さなところで起きた。激しい圧力変動をとまない、火炎が長くのび、この範囲では実用にならない。

空気条件を一定に保ち、燃料流量を徐々に増して火炎の様子を観察すると、はじめスワラ下流側に安定した火炎があるが、この火炎が不安定になると第1種の振動燃焼が起きる。ついで吹き消えてしまうと、スワラを取り付けている隔壁板が保炎器になって比較的安定な燃焼を続ける。このときが第1種、第2種の振動燃焼の中間領域に対応する。この隔壁板に保持される火炎まで不安定になると第2種の振動燃焼に移る。さらに燃料流量を増し、燃料噴射弁付近の火炎が全く消えてしまったとき、作動状態によって、燃焼器全体の火炎が消えてしまうか、非常に長い火炎になって安定に燃焼を続けるかになる。

これらの火炎不安定または吹き消えのおもな原因はその領域に燃料過濃混合気が形成され火炎が吹き消えやすくなるためと推定される<sup>9)</sup>。

### 2.2.1 JR 100 燃焼器初期模型に現われた振動燃焼

初期模型では、燃焼器外筒径が 650 mm  $\phi$ 、内筒径が 222 mm  $\phi$  となっていて後の模型 (630 mm  $\phi$ /232 mm  $\phi$ ) より断面積が 1.09 倍大きくなっている<sup>1)</sup>。この実験のときは、振動燃焼について系統的に調べていないため、概要を述べるにとどめる。

燃焼器入口全圧 1.3 kg/cm<sup>2</sup> abs、最大断面平均風速 30~33 m/s の状態にて、次の三つの空燃比の範囲に振動燃焼が現われた。

- (a) 空燃比  $n < 43 \sim 45$ 。
- (b) 空燃比  $n = 50 \sim 80$  の間。
- (c) 空燃比  $n = 100 \sim 110$  (以上) の間。

火炎の様子を観察から、(a)の振動燃焼は上記の第2種に属し(b)、(c)は上記の第1種に含まれるとみられる。(b)、(c)のように振動燃焼が二つの空燃比の範囲に現われることについては、スワラ下流側に火炎が保持される場合でも、その保炎状態が2種2類あることを示している。すなわち、後記の実験から推定するに(c)の範囲は、スワラ内径側の盲リングに直接付着して保持されている火炎の不安定によるもの、(b)の範囲は、盲リングに付着する火炎が消え、循環流領域のうち、燃料噴霧円錐内にある火炎が不安定になったときのものともみられる(図2参照)。

出口温度半径方向分布の改善を目的に燃焼器外筒に

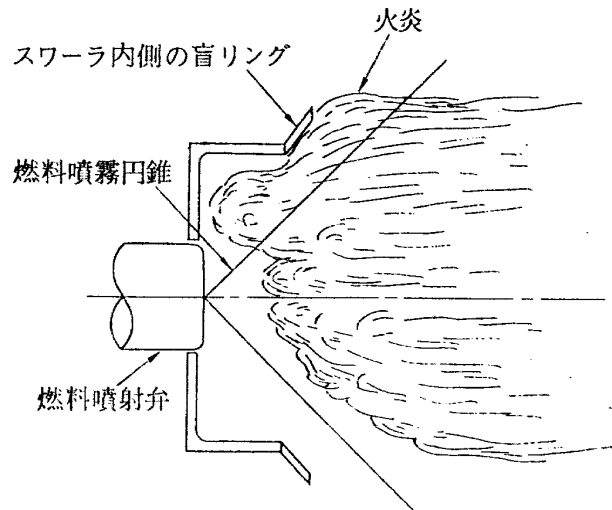


図2 スワラ内側の盲リングに火炎の付着している状態(上半分)と燃料噴霧円錐内に火炎のある状態(下半分)のスケッチ

内張りを行ない、外筒径を 623 mm  $\phi$  にした後の振動燃焼の様子は、入口全圧 1.3 kg/cm<sup>2</sup> abs、最大断面平均風速 33~36 m/s のとき、入口径を大きくした分流板 III/III (外側分流板入口径 438 mm  $\phi$ 、内側 404 mm  $\phi$ ) では、

- (i) スワラ 55/37, 45°, 40  $\phi$  盲付 (数字は外径/内径, 旋回角, 盲リング径を表わす.): 空燃比  $n < 47$  で振動。
- (ii) スワラ 55/37, 45°, 43  $\phi$  盲付:  $n < 55$  で振動。
- (iii) スワラ 55/37, 45°, 47  $\phi$  盲付:  $n < 58$  で振動。

と第2種の振動燃焼のみが現われ、その振動燃焼限界空燃比はスワラ盲リング径の小さなものほど小さく、良好な性能を示した。ただし、盲リングなしの状態では悪くなる。分流板入口径を 6 mm 小さくした分流板 II/II のときには、スワラ 55/37, 45°, 43  $\phi$  盲付を用いて  $n = 70 \sim 90$  の間で第1種の振動燃焼が起きた。分流板については、入口径の大きなもの; 外側ライナ空気孔への通路面積/内側ライナ空気孔への通路面積比を小さくしたもののほうが振動燃焼を起こしにくい。これは、内側ライナ空気孔から燃焼領域に流入する空気量が過小になっているためと推定される。ライナについては、希釈空気孔面積の少ないもののほうが振動燃焼を起こしにくいことが判明した。

この他、この燃焼器模型について次の事柄が観察された。

- (i) 燃焼器入口に乱流板を入れると振動燃焼範囲が狭くなる。ただし、燃焼器入口ディフューザ

壁圧の変化はほとんどなかった。

(ii) 燃焼器最大断面平均風速を高めると振動燃焼範囲が空燃比の大きなほうに寄る。外筒内張りの影響は、これに基づく最大断面平均風速の増加によるものとみてよい。

(iii) 火災の短いものの方が概して振動燃焼を起こしにくい。

### 2.2.2 JR 100 燃焼器模型 (II) において観察された振動燃焼

この燃焼器模型は、燃焼器外筒、内筒形状を実機に合せたもので、最大径 630 mm φ、最小径 232 mm φ、最大断面積 0.2695 m<sup>2</sup> になっている<sup>2)</sup>。

#### (1) 第1種の振動燃焼

この振動燃焼範囲の再現性は悪く、同一条件の実験でも振動燃焼限界のことなることがあった。多くの場合、空燃比 70 付近に現われ、このとき火災は表 2 のような色になっていた。

表 2 JR 100 燃焼器 (模型 II) の振動燃焼限界における火災の色

燃焼器入口全圧 $P_{it}$ kg/cm <sup>2</sup> abs	一次燃焼領域の火災の色	二次燃焼領域の火災の色
1.3	橙色	空色
1.8	輝炎より色のうすい黄色	青, 紫
2.3	橙色交り青	紫

ライナ別にみると、振動燃焼は、ライナ No. 3 系統 (スワーラを取り付ける隔壁板部分に冷却空気を流す小孔および熱しゃへい板をつけたもの) に出にくく、スワーラ 55/37, 45°, 41.5 φ 盲付, 分流板 IIIa (分流板 III/III 相当) を使用したとき、大気圧付近で振動燃焼はほとんど現れない。次がライナ No. 1 系統で、スワーラ 58/37, 45°, 42 φ 盲付, 分流板 IIIa およびスワーラ 55/37, 45°, 41.5 φ 盲付, 分流板 VI (スワーラ用空気取入口の幅を IIIa の 15.5 mm から 10 mm と狭くしたもの) を使用したとき大気圧付近で現われたが、スワーラ 55/37, 45°, 41.5 φ 盲付, 分流板 IIIb, IIIc (IIIa の先に板をつぎ足し, スワーラ用空気取入口の幅をそれぞれ 7 mm, 11 mm に狭くしたもの) では全く現われなかった。もっとも振動燃焼範囲の広いものがライナ No. 2 系統で、スワーラ, 分流板のどのような組合せでも振動燃焼が現われた。ライナ No. 2 は、ライナ No. 1 のライナ空気孔を円周方向 1 列おきに軸方向にずらし千鳥配列にしたものである。こ

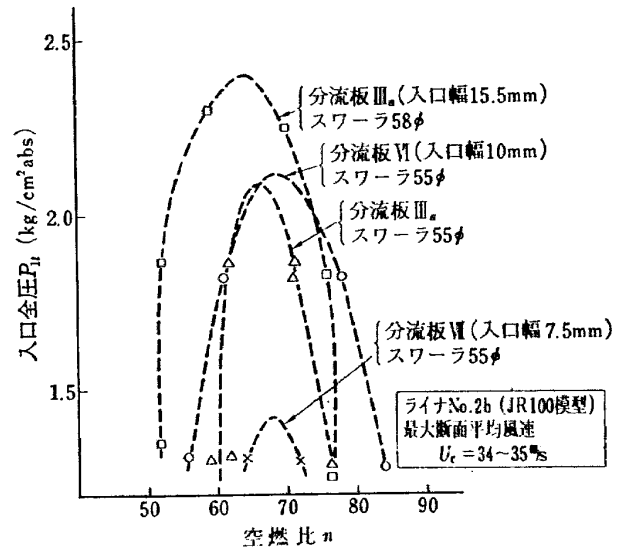


図 3 ライナ No. 2b (JR 100 模型) の振動燃焼範囲

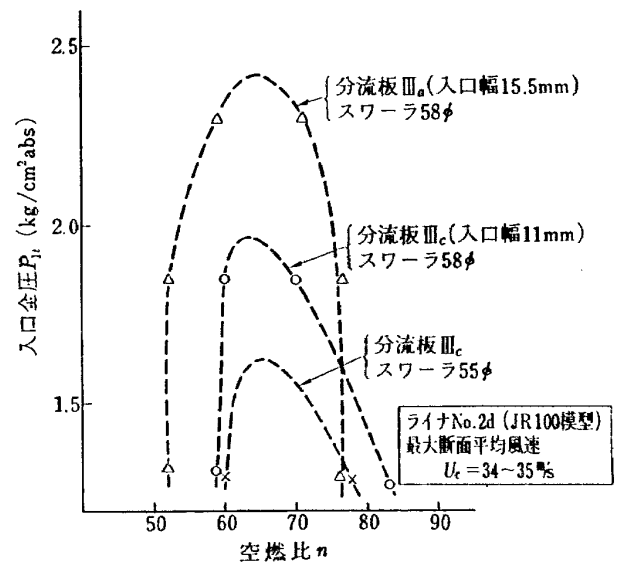


図 4 ライナ No. 2d (JR 100 模型) の振動燃焼範囲

のライナ No. 2 系統について、代表的な結果を図 3 および図 4 に示す。この図から、分流板についてはスワーラ用空気取入口の幅の広いものの方が、スワーラについては 55 φ より 58 φ のほうが振動燃焼範囲は広がっている。また、入口圧力を高めると振動燃焼範囲は狭くなり、ある圧力以上で振動燃焼は現われない。なお、この図からはわからないが、最大断面平均風速を小さくすると起きやすく、抽気を行なうと起きにくいことが観察された。

#### (2) 第2種の振動燃焼

これを防止するには、燃焼器内流れ模様に大きな欠陥のないとき、一次燃焼領域の流入空気量を増せばよく、スワーラ開口面積を大きくとるほうがよいと推定できる。実験の結果もほぼこのようになり、スワーラ

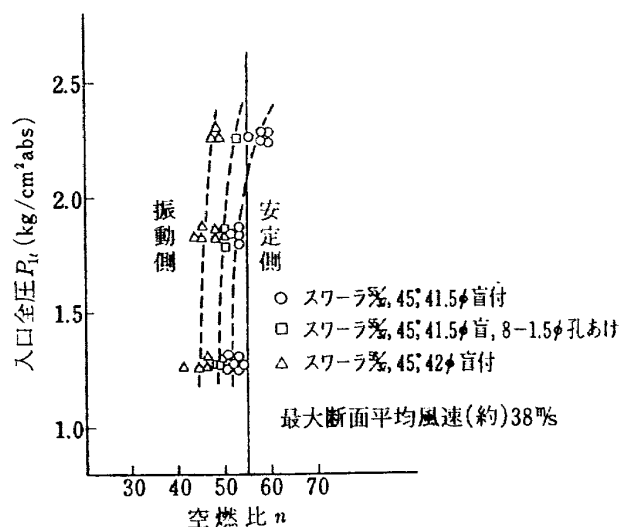


図5 燃料過濃側の振動燃焼限界

55φより58φのほうが振動限界空燃比が小さく、すぐれていた。図5にこの例を示す。この図5にあるように1.5mmφ孔、8個というようなわずかな空気孔の影響が、スワラ付近では大きく現われ、これから第2種の振動燃焼もスワラ付近の影響を受けていることがわかる。

2.3 JR 100 エンジンの振動燃焼

6台のJR 100について次のような結果が出た。

- (1) JR 100 No. 1では8,000~9,000rpmの間で少し燃焼音が高くなる程度で、実用上の問題は現われなかった。
- (2) JR 100 No. 2, No. 3はNo. 1を部分的に改良したものである。これも振動燃焼は現われなかつた。

た。

(3) JR 100 No. 4, No. 5, No. 6では振動燃焼が現われた。燃焼器は、図面上No. 2, No. 3からかえていない。

2.3.1 振動燃焼を起こすエンジンの運転時に観察された事項

- (1) 着火性能は正常である。
  - (2) 着火からアイドリング状態まで加速する途中、約380ヘルツの共鳴音を発し、加速性が低下する。いちぢるしいときには燃料流量を増しても振動燃焼音が増大するのみで加速せず、アイドリングに入れることができない。
  - (3) アイドリングまでかろうじて加速したとき、アイドリング状態において燃料流量を一定に保ってもエンジン回転数がゆるやかにかつ不規則に変動した。これは、振動燃焼の現われる燃焼器のときのみみられた。
  - (4) アイドリング以上の回転数においては、異状なく作動した。
  - (5) エンジン分解時、燃焼器ライナ表面の色の変化から推定するに、振動燃焼を起こしたものは、スワラ付近のライナ壁面の温度が低く、この部分であまり燃焼していないようであった。
  - (6) 以上の現象の再現性は比較的よい。
- 振動燃焼の現われた燃焼器も現われなかったNo. 2, No. 3エンジンの燃焼器も製作図面上は同一であり、原因は製作誤差程度のわずかな差異にあるものとみられる。

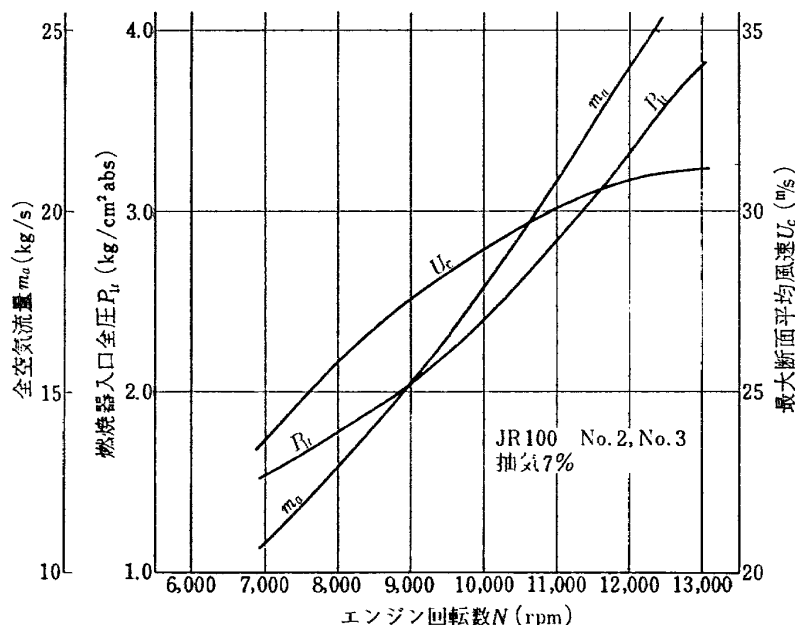


図6 JR 100 エンジン燃焼器の作動状態

### 2.3.2 燃焼実験による振動燃焼の調査条件

燃焼実験は次のような状態で行った。

- (1) 燃焼器ライナ、分流板、スワラ、燃料噴射弁は実機のをそのまま使用する。
- (2) 燃焼器外筒、内筒は模型を使用するが、実機と同一形状である。
- (3) さしあたり、燃焼器入口には乱流板のようなアダプタをつけない。したがって、燃焼器入口の風速分布は一様、ホワールなし、乱れは少ない。
- (4) 燃焼器入口圧力、空気流量を実機の場合と同一にする。ただし入口空気温度は、使用した実験装置の都合上、100~120°C の範囲になる。
- (5) 振動燃焼限界は、燃焼音の変化から耳で判定する。火炎のちらつきは考慮に入れない。

JR 100 No. 2, No. 3 の運転から得た燃焼器作動状態を図 6 に示す。

### 2.3.3 燃焼実験結果

#### (1) 実機との対応性

燃焼実験の場合、実機状態と完全に一致したものでないのでその対応性を調べる必要がある。

振動燃焼の現われた JR 100 No. 6 燃焼器の、燃焼実験における振動燃焼限界を図 7 に示す。振動燃焼は、限界線より空燃比の小さな側で起こり、この図からは、エンジン回転数 6,000~10,500 rpm の間が振動燃焼範囲に入ることになる。実機運転時は、振動燃焼が激しく、エンジンの加速ができなかったため、低回転数側の限界のみを調べたが、ほぼ 6,000 rpm から振動燃焼が起きていた。また、振動燃焼があまり激しくなく、かろうじて加速できたもの(たとえば JR 100 No. 4)も、10,000 rpm 以上では異状のみとめられなかったことなどを総合すると、燃焼実験で得た高回転数側の限界もそれほど実機とずれていないと推定される。

燃焼実験の場合、入口空気温度が実機状態とことなり、エンジンの作動線に対応させるとき空気流量を合せるか、最大断面平均風速を合せるかが問題になった

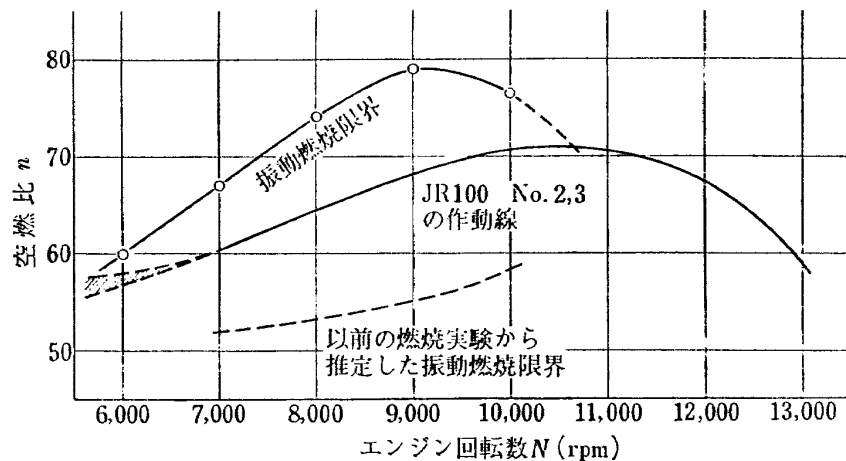


図 7 燃焼実験から求めた JR 100 No. 6 (No. 4, 5 と同じ) 燃焼器の振動燃焼限界

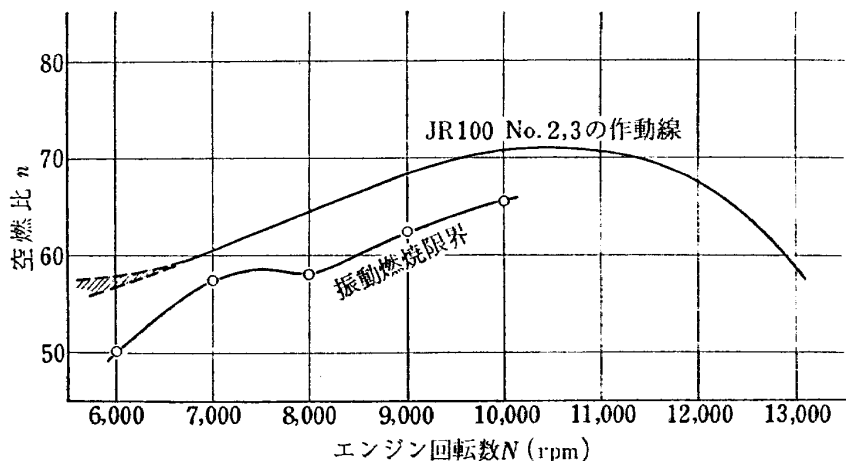


図 8 燃焼実験から求めた JR 100 No. 2 燃焼器の振動燃焼限界

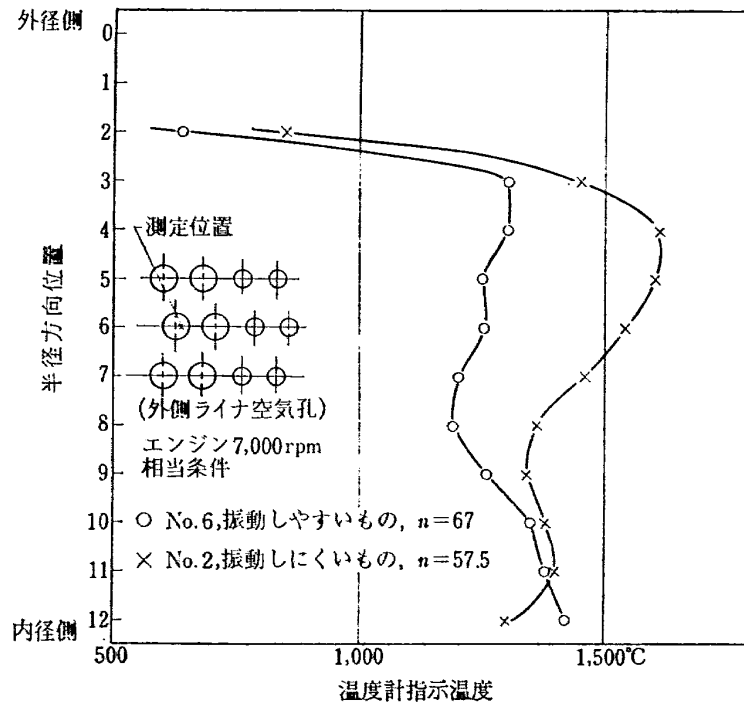


図9 一次燃焼領域出口の温度分布

が、この実験の場合は、空気流量を合せること（風速は合わない）でよいようであった。

振動燃焼の起きなかった JR 100 No. 2 エンジン燃焼器の燃焼実験結果を図8に示す。振動燃焼範囲は、作動線からはずれている。

以上のことから、この燃焼実験から振動燃焼限界を求め、それが燃焼器の作動線にかかっていたら実用上問題なさそうである。

## (2) 燃焼実験において観察された事項

(a) 振動燃焼を起こしやすい燃焼器では、スワローに保持される火炎が不安定になりやすい。燃料流量の少ないとき、スワロー下流側のみに火炎の存在する状態があるが、このときの火炎の形状も振動燃焼を起こしにくい燃焼器のそれとことなっている。

(b) スワロー下流側の火炎の色が、燃焼器の円周方向でことなり、スワローの円周から均一に空気が流入していないと推定される。

(c) 振動燃焼を起こしやすい燃焼器では、一次燃焼領域出口において、空燃比低下とともに外径側の温度が低下しやすい。振動燃焼を起こしにくい燃焼器と比較した例を図9に示す。

図9では、空燃比がことなっていて同一条件の比較はできないが、JR 100 燃焼器の場合、全体空燃比にして  $n=70\sim 80$  間に一次燃焼領域出口温度の最高値があり、これから空燃比を低下させると温度の低下する傾向をもっている。したがって同一性能をもつもの

では、 $n=57$  より  $n=67$  のときのほうが高温になってよいはずである。これから振動燃焼を起こしやすい燃焼器では、全般に一次燃焼領域出口温度が低下していると判断される。

(d) スワローに保持されている火炎がスワローからはなれると振動燃焼を起こす。

(e) 振動燃焼を起こすと燃焼領域が一様な色（多くの場合、ピンクに近い）になる。

(f) 振動燃焼限界は、相当にヒステリシスをもっている。

## (3) 各構成要素の影響

燃焼器は図1にあるように燃焼器外筒、内筒、燃料噴射弁、分流板、スワローおよびライナから成立っている。燃焼実験では燃焼器外筒、内筒が一組あるのみで、その形状、寸法は図面の許容範囲に入っているため、この形状の影響は調べなかった。

### (a) ライナ形状の影響

ライナは、製作時、空気孔なしのまま成形し、のちケガキ線を入れて孔あけ加工を行なうため、形状が図面からはずれやすい。また燃焼中に変形しやすい。実際に形状を調べてみると、いくぶんのバラツキが認められた。しかし、3個のライナを交換して振動燃焼限界を調べた結果、ほとんどかわらず、この影響はないものとみなした。

### (b) 分流板の影響

分流板の形状は、



- i) 外側, 内側ライナ空気孔に流れる空気量の割合
- ii) スワーラ部分に流入する空気量
- iii) スワーラから流出する空気のスワーラ円周方向についての均一性

に影響を与えると考えられる。このうち, i) についてはライナ輪郭の形状, 空気孔形状, 配置の影響が大きく分流板自体は, あまり影響力をもっていないことが実験的に知られている<sup>1)</sup>。ii) について, 分流板入口部分の開口面積は 219 cm<sup>2</sup> (図面上) あり, スワーラ開口面積約 116 cm<sup>2</sup> の 1.9 倍程度になっている。したがってこの影響も製作誤差程度のものでは現われないと考えられる。iii) については図 10 に示すように燃料マニホールドと分流板との相対位置によって, 外径側から入りにくく, 内径側から入りやすくなっている。また外側分流板下流側の流れのはがれによる圧力低下の影響も考えられる。この燃焼器半径方向の不均一性が, スワーラ空気の旋回流によって前記の円周方向の火炎のアンバランスに現われるとみられる。分流板製作誤差の一つの目安として, 入口径を測定したものを表 3 に示す。

実験の結果, 外側分流板入口径の一番小さな No. 6 を除き, 製作誤差に基づく差異は現われなかった。これから入口径図面上 439φ に対し 437φ 以上では, 分流板の影響は少ないとみてよい。

(c) 燃料噴射弁の影響

燃料噴射弁の影響として考えられるものは,

- i) 16 個の噴射ノズルの燃料流量の不均一
- ii) 噴霧角

である。燃料流量の不均一は, 平均値 ±3% が要求値で, どのエンジンのものもこれに合格し, 同程度であった。次に噴霧角について, 振動燃焼を起こした No. 6 エンジンのもの, いちぢるしい振動燃焼は起きなかったが改善したほうがよいという No. 5 エン

表 3 分流板入口寸法

呼 称	外側分流板入口径 mm	内側分流板入口径 mm
図面寸法	439.0	406.0
No. 6	436.3	406.0
No. 4	437.8	406.3
No. 5	437.7	406.6
No. 2	438.4	406.9
No. 3	439.8	409.7
No. 5 予備品	437.0	407.9

表 4 燃料マニホールドの特性

燃料マニホールド呼称	噴霧角平均値 (°)	噴霧角の標準 偏差 (°)
No. 1 (=No. 6)	88.4	4.4
No. 2	93.1	2.3
No. 5	87.7	4.0

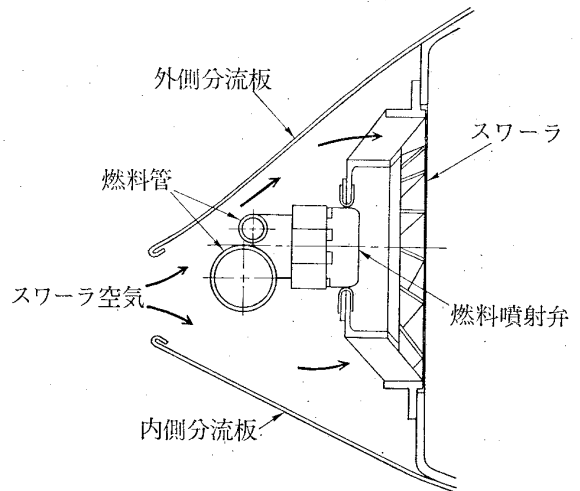


図 10 分流板と燃料管との相対位置

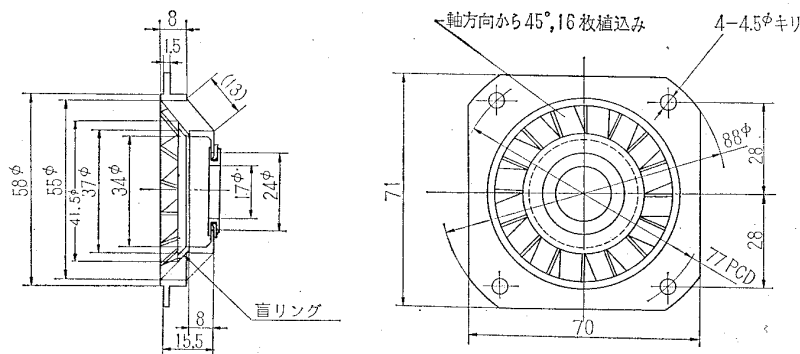


図 11 JR 100 燃焼器用スワーラ

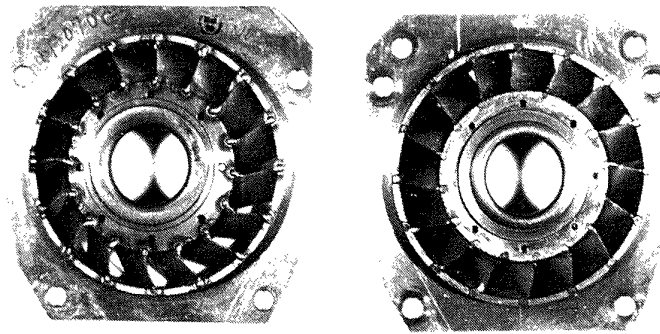


図 12 No. 2 スワローラ (左) と No. 6 スワローラ (右) の差異

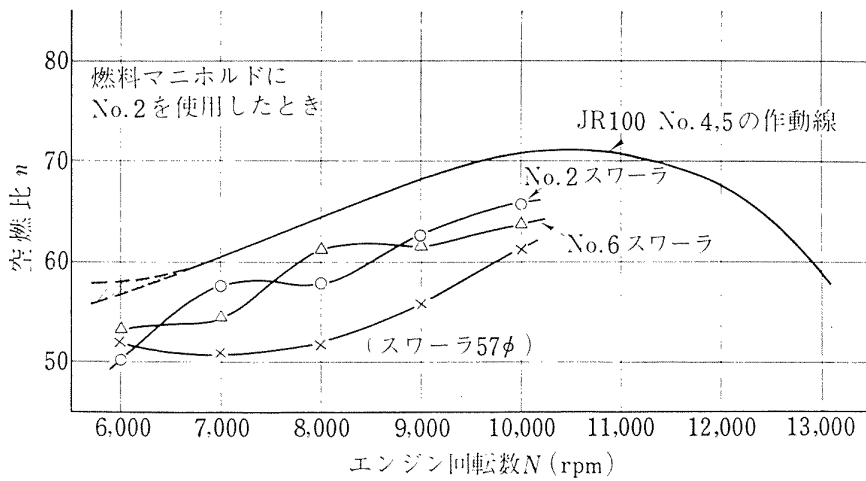


図 13 振動燃焼限界におよぼすスワローラの影響 (1)

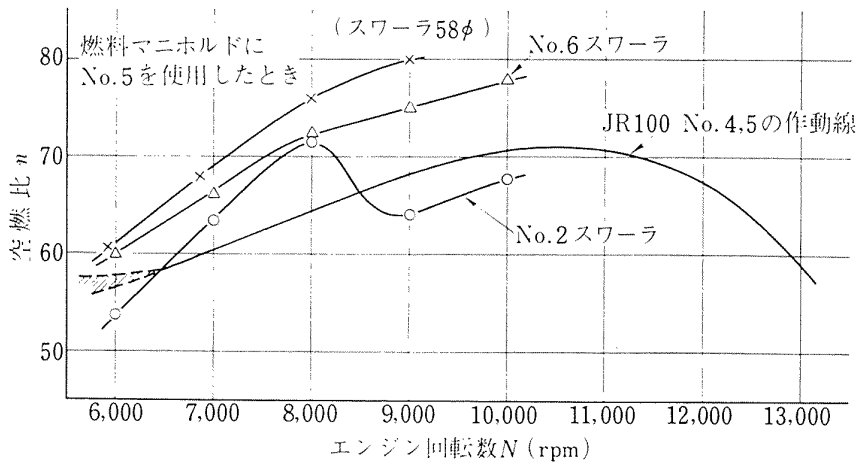


図 14 振動燃焼限界におよぼすスワローラの影響 (2)

ンのものと良好な性能を示した No. 2 エンジンのものの噴霧角平均値とその標準偏差値を表 4 に示す。この表 4 から噴霧角について一応の差異がみられるため、No. 6 エンジンの噴射弁ノズルチップを予備品と交換し、噴霧角を No. 2 とほぼ同一な状態まで調整した。しかし、これによる振動燃焼限界の変化はほとんどなかった。それにもかかわらず噴射弁の影響は図 13, 14 に示すようにある。この原因については、のちほど、スワーラの保炎状態を調べる試験を行ない、調査した。

#### (d) スワーラの影響

火炎の観察によると振動燃焼は、スワーラに保持される火炎の不安定に基づくことが推定され、スワーラの影響がもっとも大きく、直接的なものであると考えられる。スワーラの製作図を図 11 に示す。製作したスワーラのうち、振動燃焼の起きにくかったのは No. 2, No. 3 エンジン用のもので、No. 4, No. 5, No. 6 エンジン用は振動燃焼が起きやすかった。No. 2 と No. 6 のスワーラの写真を図 12 に示す。製作図は同一であったが、旋回羽根の加工がわずかことなり、植込み時の曲げ方に少し差がでている。この製作誤差に基づくとみられる振動燃焼限界の差を図 13, 図 14 に

示す。燃料マニホールドに良好な性能をもつ No. 2 を用いたときには、No. 2 と No. 6 スワーラの差はほとんど現われない (図 13) が、No. 5 の燃料マニホールドを用いたときには、回転数 9,000rpm 以上で明らかな差が現われ、No. 2 スワーラのほうが良くなっている。

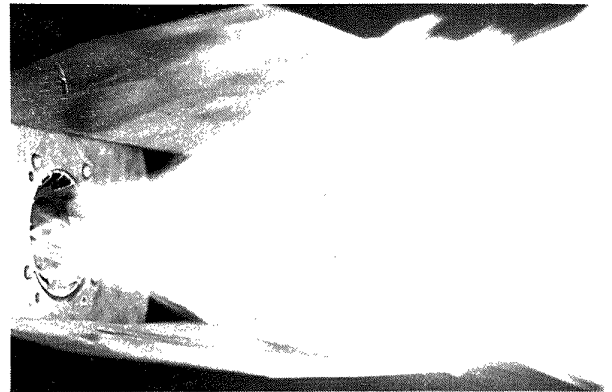
#### 2.4 JR 100 エンジンの振動燃焼防止対策

スワーラに保持される火炎の不安定と振動燃焼の発生が関連しているとみられたため、スワーラ火炎の詳細を調べる目的から、スワーラ 1 個、燃料噴射弁 1 個を取り出し、スワーラ出口を大気開放状態にして燃焼試験を行なった。

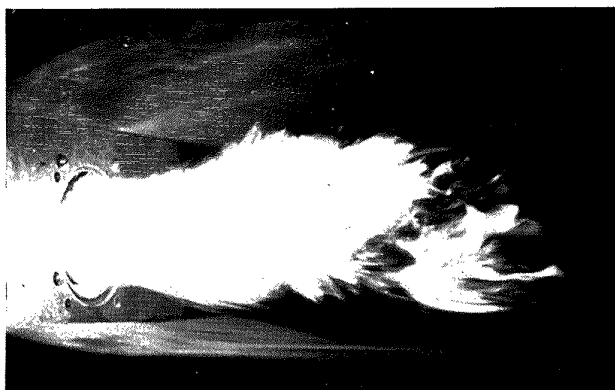
図 15(a), (b), (c), (d) に火炎の様子を示す。(a), (b) は No. 2 (≡No. 3) エンジンのスワーラ、(c), (d) は No. 4 (≡No. 5, No. 6) エンジンのスワーラである。また、(a), (c) は燃料流量の少ないときのもの、(b), (d) は燃料流量の多いときのものである。燃料流量の少ないとき、2 種のスワーラとも大差なく、火炎が安定にスワーラに保持されているが、燃料流量を増すと差が生じ、振動燃焼の起きやすい No. 4 スワーラはスワーラ付近の火炎が消えてしまうのに対し、性能良好な No. 2 スワーラでは青炎が保持され



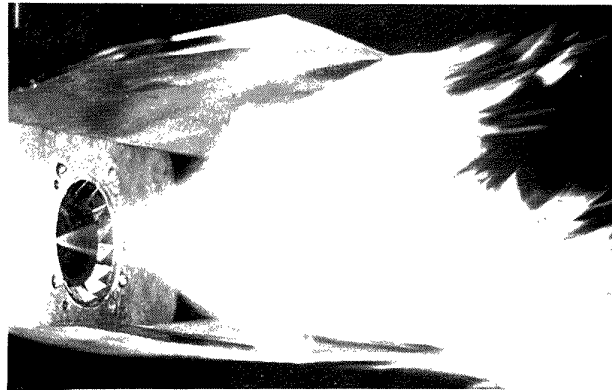
(a)



(b)



(c)



(d)

図 15 スワーラの保炎状態

ている。燃料流量をさらに増加すると No. 2 スワーラの火炎もスワーラからはなれてしまうが、スワーラから火炎までの距離は No. 2 スワーラのほうが No. 4 スワーラよりも短い。

このスワーラ性能の相違は、No. 2 スワーラの有効旋回角が、羽根植込み時の羽根の曲げ方により No. 4 スワーラよりもいくぶん大きくなっていることにあるとみられる。

燃料噴射弁では、噴霧角の影響がほとんどなく、そのほかの原因を探したところ、振動燃焼の起きにくい噴射弁では、ノズルチップ冷却用空気孔が少し大きいことがわかった。図 16 に噴射弁の断面図を示す。この冷却空気孔は、幅 1mm、円周方向の、溶接でふさがれている部分を除くべ長さ約 40mm と小さなものであるが、排気中の煙濃度に影響を与えているという報告<sup>6)</sup>があり、振動燃焼にも影響しそうである。念のため、ノズルキャップのみを交換して燃焼実験を行ない、冷却用空気孔の広いもののほうが振動燃焼を起こしにくいことを確認した。図 17 にこれを示す。図中、No. 3 ノズルキャップは冷却空気孔が広く、No. 5 ノズルキャップのそれは狭い。図 14 からみるに、振動燃焼防止対策として、スワーラの改善はエンジン回転数の高いところに効果があるけれども、これでは十分でない。噴射弁ノズルキャップの冷却空気量増加はスワーラ改善の効果より大きく、図 13 から、ノズルキャップのみの改善でも振動燃焼限界がエンジン作動線からはずれると思われるが、念のため実機ではこの二つの改善策を同時に取り入れた。

**2.5 JR 200 初期の JR 100 形燃焼器模型の振動燃焼**

はじめ、ほぼ大気圧状態の実験においてか 3 か所に振動燃焼が現われた。図 18 にこの例を示す。空燃比

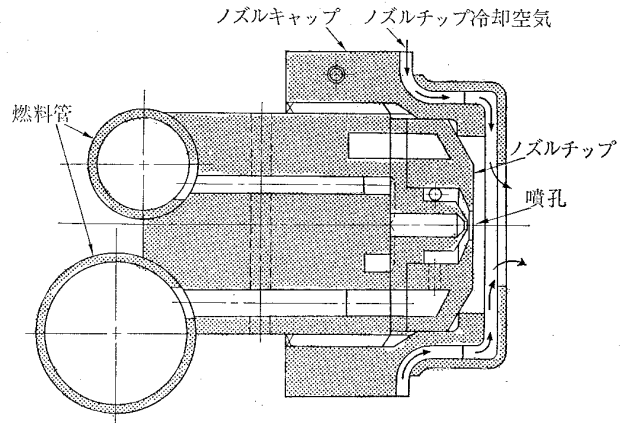


図 16 燃料噴射弁断面図

100 以上で起きる振動燃焼 (図中の C 領域) は、実用範囲外に出るので詳しく調べていない。A の振動燃焼限界は再現性よく、調査は比較的簡単であった。さしあたり、エンジンの作動線にかかると思われる B の振動燃焼範囲を調べた。

**2.5.1 スワーラ近傍の局所的な火炎不安定に基づく振動燃焼 (第 1 種の振動燃焼)**

図 18 の B、C 領域の振動燃焼は、スワーラ近傍 (図 2 参照) の火炎不安定に基づく、前記第 1 種の振動燃焼とみられる。B 領域の振動燃焼を観察すると、振動周波数は 170~190 ヘルツ、オルガンパイプ形の共鳴音に近い。このため、燃焼器模型の共鳴系について各部の形状、寸法を調べ、燃焼器内部の温度から音速を推定して共鳴周波数をあたってみた。

- (1) スワーラ側を閉端、燃焼器出口側を開端とする 1/4 波長の共鳴: 約 200 ヘルツ
  - (2) 排ガス出口の水冷ダクト系: 約 60 ヘルツ
  - (3) 燃焼器ライナの円周方向の共鳴: 約 330 ヘルツ
- このうち、(1) について、燃焼器出口断面積を絞ると

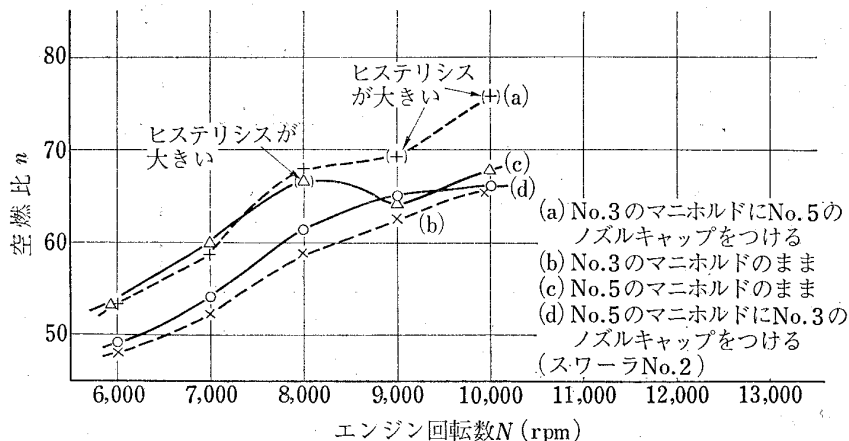


図 17 燃料噴射弁ノズルキャップと振動燃焼限界

振動燃焼は止まるか、弱まる筈であるが、実験してみると、振動燃焼範囲は広がり (図 18, D領域), 軸方向の共鳴とはいいがたい。また、燃焼器出口内側ダクトの端面が平板であり、流れのはがれに基づく音の発生を考え、円錐形にしてディフューザを形成するようにしたが、効果はなかった。(2) について、基本共鳴周波数は観察されたものの 1/3 程度であるが、出口側の冷却水噴射によって振動音が小さくなった。(3) について、周波数自体は 2 倍ことなるが、火炎の観察によると、時としてスワラ火炎の不安定な場所が 180° ことなって交互に入れ替わるような現象もみられ、何

らかの関係はあるように思われる。

以上、明確な共振系は見当らなかったが、いずれにしても 20 個のスワラのうち、いくつかのスワラ火炎がちらつくようになると振動燃焼を起こし、根本的には JR 100 燃焼器の場合と同様にスワラ火炎の安定化が防止法になろう。

第 1 種の振動燃焼におよぼす各因子の影響は、おおむね次の通りであった。

(1) ライナ: 原型の No. 1 と内側ライナ空気孔形状を JR 100 燃焼器相当にかえた No. 2 では、No. 2 のほうが振動燃焼範囲が狭かった。しかし、部分的

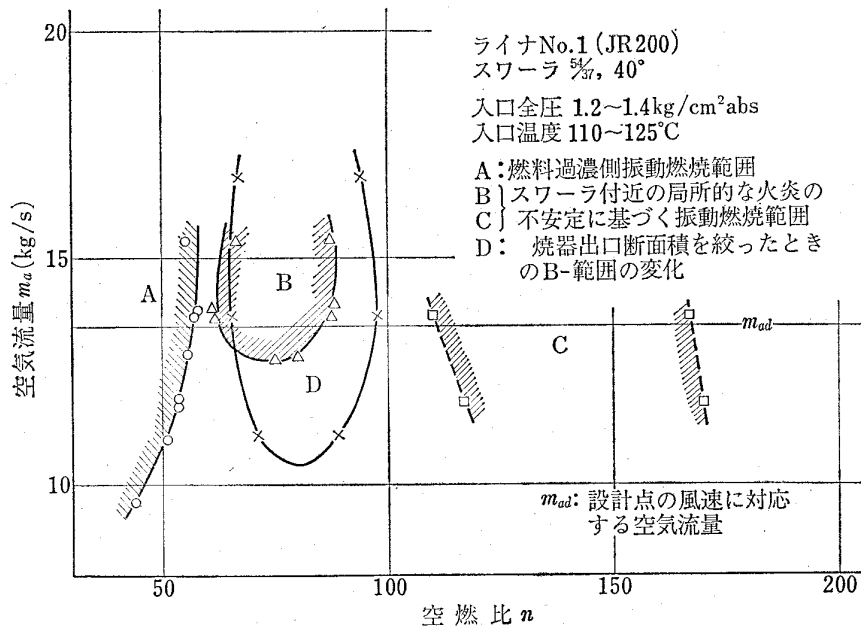


図 18 JR 200 初期燃焼器模型の振動燃焼限界

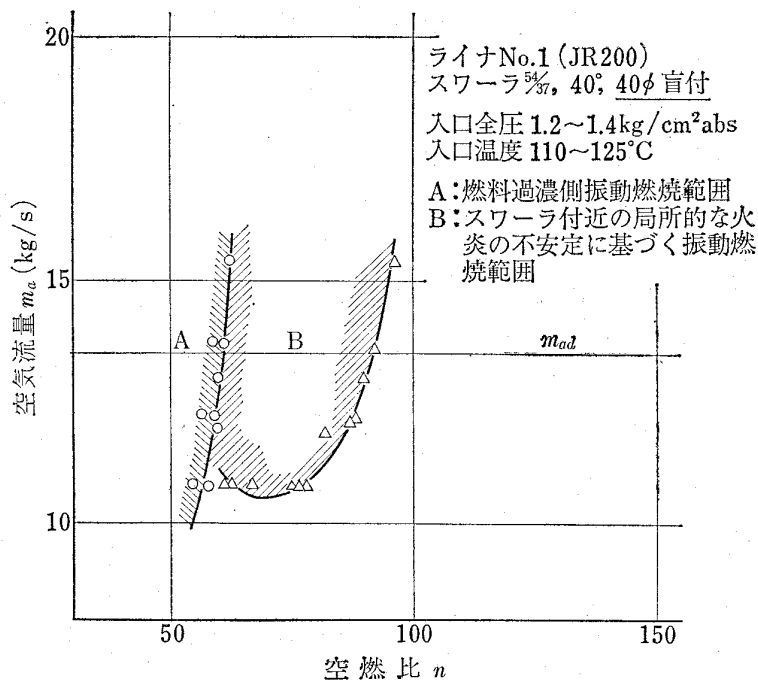


図 19 JR 200 燃焼器スワラ盲リング付のときの振動燃焼範囲

な空気孔の改造による影響はほとんど現われなかった。

(2) スワーラ盲リング: スワーラ盲リングは、40 mm $\phi$  (開口面積比にして 14%) をつけたところ、盲リングなしの場合より、振動燃焼範囲が広がった (図 19, 図 18 と比較せよ)。41.5 mm $\phi$  (開口面積比にして 23%) のときは、40 $\phi$  盲リング付のときとほぼ同じであった。

(3) 分流板入口幅: スワーラに流入する空気量の調節をする分流板入口幅の影響は、原型の 8 mm (面積にしてスワーラ開口面積の約 0.62 倍) に対し、10 mm に広げても振動燃焼範囲の変化はなかった。しかし、スワーラ開口面積とほぼ同一になる幅 12 mm まで広げると実用範囲全域にわたって振動燃焼が現われた。

(4) 最大断面平均風速: 図 18, 図 19 の縦軸には空気流量をとっているが、これは入口空気条件が変わらなるとすれば、最大断面平均風速に対応するものである。これからみるに、風速がある程度以下では振動燃焼が現われず、風速増加とともに振動燃焼範囲が広がる。しかし、さらに風速を高めると振動燃焼範囲の狭くなる傾向もみられる。

(5) 入口空気圧力: 入口空気全圧を 1.3 kg/cm<sup>2</sup> abs 付近から 1.7 kg/cm<sup>2</sup> abs まで高めたとき、振動燃焼範囲は狭くなり、また、空燃比の大きな側にずれる。なお、最大断面平均風速を一定にして入口空気圧力を高めると、噴射燃料流量の増加などから、スワーラに保持される火炎は不安定になりやすいが、スワーラから火炎がはなれても振動燃焼を起こさない場合がでてきて、大気圧付近の場合と様子がことになってくる。

(6) 抽気: 大気圧付近ではいくぶん影響があり、振動燃焼範囲が狭くなったが、加圧 (1.7 kg/cm<sup>2</sup> abs) 状態では、8% までの抽気による影響はなかった。

### 2.5.2 燃料過濃側の振動燃焼 (第 2 種の振動燃焼) 限界

一次燃焼領域全体の火炎が不安定になって起きる、第 2 種の振動燃焼を対象に考えてみる。観察された振動周波数は、不規則な成分もあるが、370~410 ヘルツで前節に述べた振動周波数のほぼ 2 倍になっていた。これは、スワーラから流入する空気の影響が大きく、スワーラ開口面積の狭いほど、分流板入口幅の狭いほど振動燃焼限界は、空燃比の大きな側に移る。この例を図 20 に示す。第 2 種の振動燃焼の限界は、再現性がよい。JR 100 燃焼器の場合、スワーラ盲リングなしのときの振動燃焼限界は、空燃比の大きな側に寄り好ましくなかったが、盲リング径は小さなもの

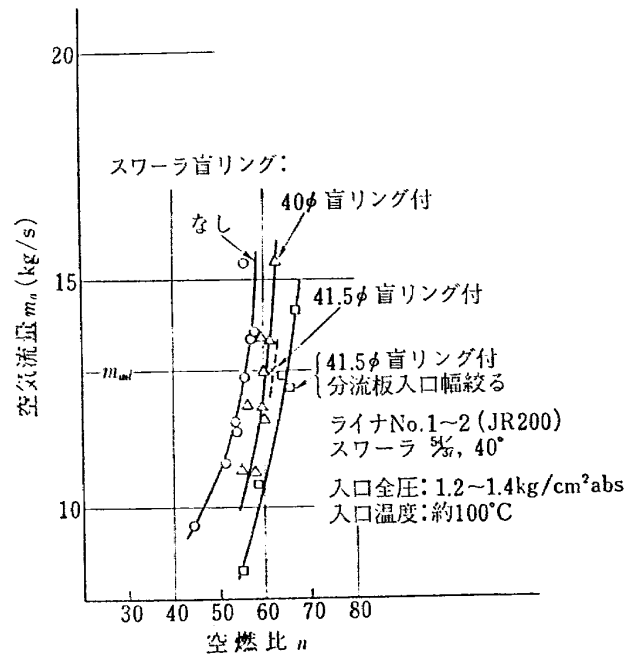


図 20 一次燃焼領域全体の燃料過濃に基づく振動燃焼限界

ほうがよかった。JR 200 燃焼器の場合、分流板入口面積がスワーラ開口面積にくらべて狭く、スワーラから流入する空気の流速がおそいこと、スワーラ旋回角が JR 100 の 45° に対し 40° と小さく、スワーラ下流の循環流域内の流れのよどみ発生が軽減されていることから、盲リングの効果が小さくなり、反面、空気量の影響が大きく現われているとみられる。なお、図 20 にみられるスワーラ盲リング付などに基づく振動燃焼限界の差は、入口空気圧力を高めると少なくなってくる。これは、流れ模様など流入空気量以外の因子の影響が、空気圧力増加とともに大きくなっていくためであろう。

燃料噴射弁の影響としては、一次燃焼領域に燃料液滴を多く残さない、噴霧粒径の大きなものほうが実効空燃比を大きくし、振動燃焼限界を全体空燃比の小さな側に寄せる。図 21 にこの例を示す。

入口空気圧力の影響は、最大断面平均風速-空燃比のグラフ上でみると、実験した範囲内 (ほぼ大気圧 ~ 2.2 kg/cm<sup>2</sup> abs) で現われなかった (図 21)。

最大断面平均風速を大きくするほど、振動燃焼限界は空燃比の大きな側に移動する。抽気をすると、実効の平均風速が低下した形になり、振動燃焼限界の空燃比は小さくなった。

これら JR 200 燃焼器初期模型の実験から得られた振動燃焼の傾向は、JR 100 燃焼器の場合にくらべて振動燃焼限界のずれはあっても、ほぼ類似したものと

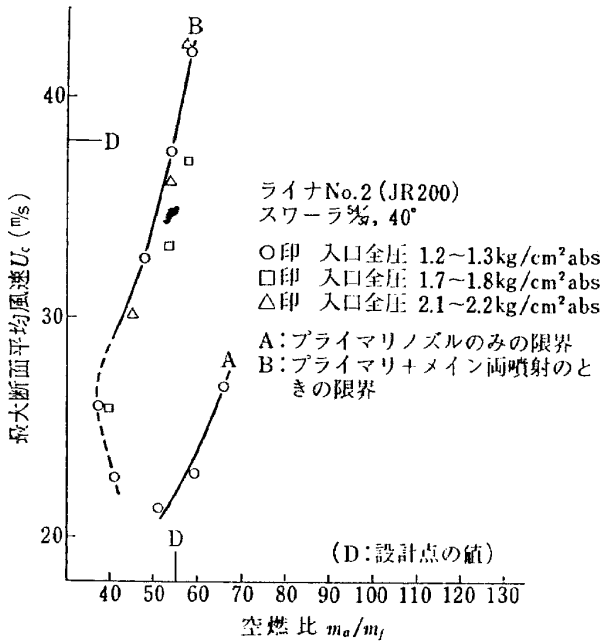


図 21 燃料噴射弁による振動燃焼限界の変化

思われる。ただ第1種の振動燃焼範囲について風速の影響が逆に出ているが、振動燃焼範囲はブロック状になっていて、その一部の範囲を求めている感じであり、全くことなつた因子によるものとは思えない。

2.6 JR 200 エンジンの初期運転時に観察された振動燃焼

JR 200 ライナ No. 2 (JR 100 形) を実機に組み込んで運転した結果を図 22 に示す。また、参考までに図 23 に燃焼器入口空気圧力と最大断面平均風速との関係を示す。

図 22 からは空燃比 70~100 の間の第1種の振動燃焼がみられず、模型実験にて現われたこの振動燃焼範囲は、(多分、入口圧力の影響によって)作動線からはずれていることがわかる。したがって、エンジン運転時に現われた振動燃焼は、第2種のものであろう。この振動燃焼限界は、燃焼実験の場合、入口空気圧力をかえてもかわらなかつたことから、図 22 に示されるずれはエンジン運転時の燃焼器入口空気流の流速分布、流れに含まれる乱れ、空気温度などの相違によるものと推定される。振動燃焼限界空燃比は、たとえば図 20 にみるように、スワーラ盲リングによって空燃比 8~10 の移動のあることを考えると、入口風速分布不均一の原因でもこの程度のずれの生ずることは考えられる。

この形式の燃焼器の場合、スワーラについてはその直径、旋回角などスワーラ 開口面積に 関係する項目は、スワーラの 保炎性能を低下させない範囲ですべて開口面積最大を 考えて設計してあり、スワーラによる

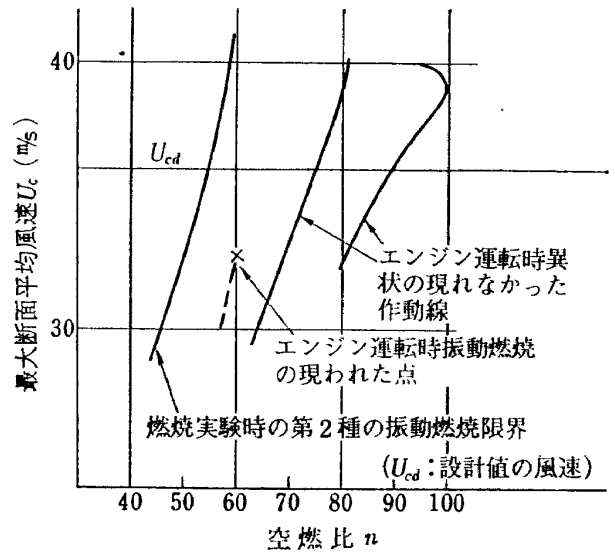


図 22 JR 200 初期燃焼器の振動燃焼、模型実験と実機との比較

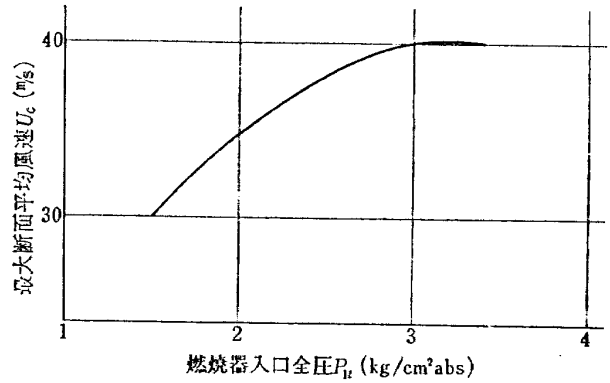


図 23 JR 200 初期 (第4次) 運転時のデータ  
図 22 のエンジン運転時の3本の線は、いずれも、この図ではほぼ1本の線上にのる

性能改善ができず、また分流板入口幅を広げることも第1種の振動燃焼範囲を広げることから、実機にこの振動燃焼が現われなかつたとはいえ危険で、適当な改善方法を見出すことができなかった。

3. JR 200 形燃焼器の振動燃焼

3.1 JR 200 形 (二重構造形) 燃焼器

この形の燃焼器は、JR 100 形の改良として、燃料噴射弁まわりのスワーラの性能向上を考え、スワーラ下流側の循環流領域にライナ空気孔からの空気を適当に流入させることを考えたものである。JR 100 形燃焼器では、ライナ上流側が燃焼器入口ディフューザ部分にかかり、この部分に空気孔をあけてもディフューザ静圧よりライナ内圧のほうが高く、燃焼ガスの流出がみられた。ライナ上流側から空気を流入させるに

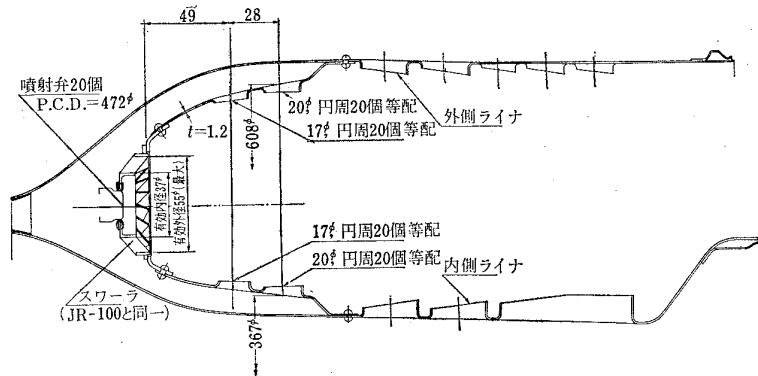


図 24 JR 200 二重構造形燃焼器 (ライナ No. 3)

は、燃焼器入口全圧を利用するの必要があり、このため、ライナ上流側を二重構造にした。図 24 にこの二重構造形燃焼器ライナを示す。スワラ付近にあけるライナ空気孔形状は、実験的に求めた。二重構造部分に流入する空気量は全体の 25% 程度である。スワラ、燃料噴射弁は、JR 100 形と同様である<sup>7),8)</sup>。

### 3.2 JR 200 エンジン(図 24 のライナ No. 3 使用)の振動燃焼

#### 3.2.1 JR 200 ライナ No. 3 模型の燃焼実験時の振動燃焼

燃焼実験では、最大断面平均風速をエンジン設計点の状態に合わせ、入口空気圧力をほぼ大気圧から 2.5 kg/cm<sup>2</sup>abs までかえた。このとき観察された振動燃焼は第 2 種のもののみで、その振動燃焼限界空燃比は  $l_R = 37 \sim 38$  にあり、もっとも空燃比の大きな状態で  $l_R = 52$  で、これより空燃比の大きな、第 1 種の振動燃焼に属するものは現われなかった。このため、実機作動範囲に振動燃焼は現われないものと推定した。

#### 3.2.2 JR 200 エンジンに起きた振動燃焼

燃焼実験からは、振動燃焼について問題ないと思われたライナ No. 3 でも、エンジン運転時振動燃焼が現われた。このライナの着火性能は良く、スムーズな着火を行ない加速していく途中、エンジン回転数にして  $N = 6,300 \text{ rpm} \sim 6,800 \text{ rpm}$  から振動燃焼音が聞えた。このときの空燃比は  $n = 68 \sim 73$  (エンジン回転数の低いとき小さな空燃比が対応する)であった。 $N = 6,500 \text{ rpm}$  付近において  $n \geq 75$  を通るような作動線を選ぶと振動燃焼は起きない。この空燃比の範囲から、第 1 種の振動燃焼が現われていると思われる。

#### 3.2.3 振動燃焼防止対策をうるための実験およびその結果

上記の実機と燃焼実験結果との相違について、実機の場合、最大断面平均風速の予想値よりはるかに大きかったことがあり、燃焼実験でも風速を高めてみた。

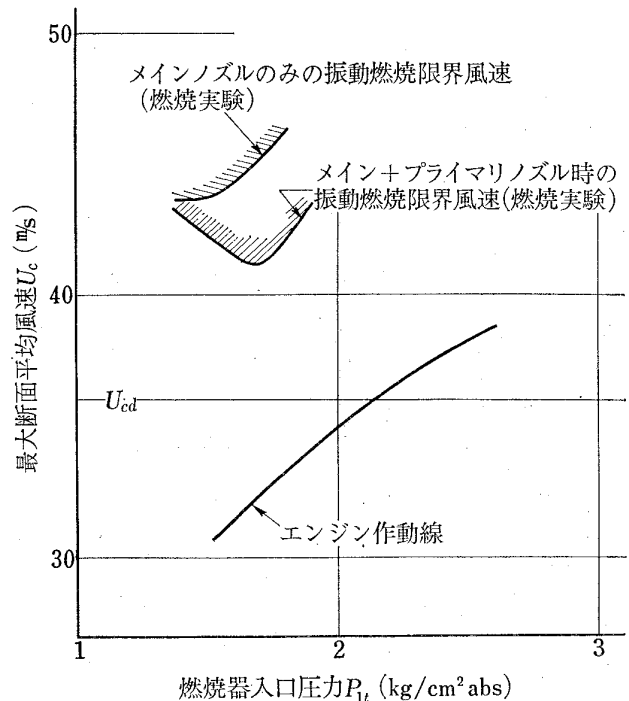


図 25 JR 200 ライナ No. 3 の振動燃焼限界

その結果、入口空気圧力をほぼ一定に保ち最大断面平均風速をあげていくと、ある風速のところから空燃比  $n = 80 \sim 100$  付近の振動燃焼が起き、その限界風速以下では第 2 種の振動燃焼のみになることが判明した。こうして得た第 1 種の振動燃焼限界をエンジン運転の場合と合せて図 25 に示す。図では、燃焼実験の限界風速とエンジン作動線とが大分はなれているが、実機の場合、燃焼器入口風速分布の不均一などから限界風速が低下しているものと考えられる。さらに図から明らかなように、燃料噴射弁の影響として、メインノズルのみを使用するとプライマリノズルと両噴射のときより限界風速の高まることが判明した。このプライマリノズル噴射の影響は、プライマリ燃料圧力を低下しても残り、完全にしゃ断しない限り、メインノズルのみの状態に移らない。このわずかなプライマリ燃料流量が、振動燃焼に大きな影響を与えていることから



も、スワラ下流側の小さな保炎領域の敏感さが推定できよう。ただし、スワラ盲リングの影響を調べるため、盲リング外径を  $41.5\text{mm}\phi$  と  $43\text{mm}\phi + 8$  個  $2.5$  切欠付と交換して実験したが、この影響はほとんどなかった。使用したスワラは、前記 JR 100 エンジンの No. 4, No. 5 のものと同形で、JR 100 燃焼器では振動燃焼範囲の広がったものである。

ライナ空気孔の影響として、燃焼実験時、外側ライナ二重構造部分より下流側の空気孔面積の影響がみとめられた。原型には、 $26\text{mm}\phi$  空気孔が 40 個あるがこの空気孔を小さくすると、振動燃焼が起きやすくなった。これに関連して、実機オーバーホール時、タービンノズルを観察すると、燃焼実験のときより外径側の温度が高くなっていると推定され、外側ライナ  $26\text{mm}\phi$  空気孔から流入する空気量が少なく、振動燃焼の起きやすい状態になっているのではないかと思われる。

燃焼実験において観察された第 1 種の振動燃焼は、周波数 186 ヘルツおよびその偶数次の倍音で、振幅は P-P 値  $0.3 \sim 0.5\text{kg/cm}^2$  であった。

以上のことから、JR 200 ライナ No. 3 について考えられる振動燃焼防止対策は、次のようになる。

(1) 燃料系を操作し、振動燃焼を起こす範囲は、プライマリノズル側をしゃ断する。

(2) スワラについて、盲リングの調整だけでは不十分であり、JR 100 燃焼器の場合と同様な開放状態の試験を行ない、現在以上に保炎性能の良いスワラを研究する。

(3) 外側ライナ二重構造部分の空気孔直径を大きくする。

(2) については、スワラ旋回角をかえてみるのが有効と思われるが、スワラの製作期間が長くかかること、(3) の方法は、出口温度分布にも影響を与えるため、相当量の追加実験を行なう必要があること、などから直ちに適用することはできない。実機には、さしあたり(1)の方法を採用してみた。その結果、振動燃焼はとまり、一つの対策として効果があった。しかし、本来は(2)、(3)の方法を採用すべきであり、これは、今後の研究課題として残されている。

### 3.3 JR 100 ライナ No. 5 (高温タービン試験用高温ガス発生器に使用) の振動燃焼

この燃焼器は、JR 200 ライナ No. 3 相当のもので、JR 100 エンジンにそのまま取付けられる寸法にしてあり、JR 100 と同形の高温タービン試験時に、高温ガス発生器として用いた。JR 200 ライナ No. 3 との相違は、一次燃焼領域のライナ容積内の噴射燃料

量の分配の均一化をはかり、燃料マニホールド径をきめたこと、また、スワラの相互干渉を考慮して噴射弁ピッチを選らび、噴射弁数をきめたことにある。この結果、噴射弁数 18 個、P.C.D. =  $450\text{mm}\phi$ 、噴射弁のピッチ  $78.5\text{mm}$  になった。燃焼性能そのほかについては、別の報告を参照されたい<sup>8)</sup>。

燃焼実験の結果、はじめ、空燃比  $n=70 \sim 75$  で少し振動燃焼を起こしたが、全圧損失低下の目的から分流通入口形状をかえたのちは、第 1 種の振動燃焼は全く現われず、JR 200 ライナ No. 3 のように最大断面平均風速の大きな範囲 ( $U_c \sim 45\text{m/s}$  まで実験) で振動燃焼の起きるといこともなかった。したがって、おもに観察された振動燃焼は、第 2 種のものである。

この形式の燃焼器では、一次燃焼領域の性能をスワラと二重構造部分のライナ空気孔とが分担して決めている形であり、スワラの影響は JR 100 形燃焼器ほどいちじるしくはない。しかし、スワラの影響は当然考えられ、これを調べてみた。

- (1) スワラ全部盲 (開口面積 0)
- (2) 外径  $55\text{mm}\phi$ 、旋回角  $45^\circ$ 、 $43\phi$  盲リング付スワラ
- (3) 外径  $57\text{mm}\phi$ 、旋回角  $45^\circ$ 、 $43\phi$  盲リング付スワラ
- (4) 外径  $58\text{mm}\phi$ 、旋回角  $45^\circ$ 、 $42\phi$  盲リング付スワラ

の 4 種について実験し、振動燃焼限界空燃比を求めた結果を図 26~29 に示す。この形の燃焼器の場合、一次燃焼領域に流入する空気量は全体の 25% 程度<sup>9)</sup>、火炎の不安定になる限界空燃比は  $n \approx 8^5)$  であるから、振動燃焼限界空燃比は、 $l_R = 32$  付近になってよいはずである。

スワラなし (全部盲) は、スワラ付にくらべて振動燃焼限界空燃比が大きい。風速を増していくと、限界空燃比が一度増加したあとまた減少する領域があるが、この領域では燃焼状態が安定せず、限界空燃比がばらつく。また火炎のちらつきが観察される。スワラ付の場合もスワラなしの場合と同様、入口空気圧力と最大断面平均風速を増していくと、限界空燃比が一度増加し、また減少する傾向をもつと推定される。たとえば、スワラ  $55\phi$  のとき、実験点が少なかったため図 27 には示していないが、 $P_{1c} \sim 2.5\text{kg/cm}^2\text{abs}$ 、 $U_c \sim 40\text{m/s}$  付近では  $l_R < 40$  になっている。 $57\phi$ 、 $58\phi$  スワラも同様な傾向をもつようであるが実験装置の能力の制限から調べることはできなかった。

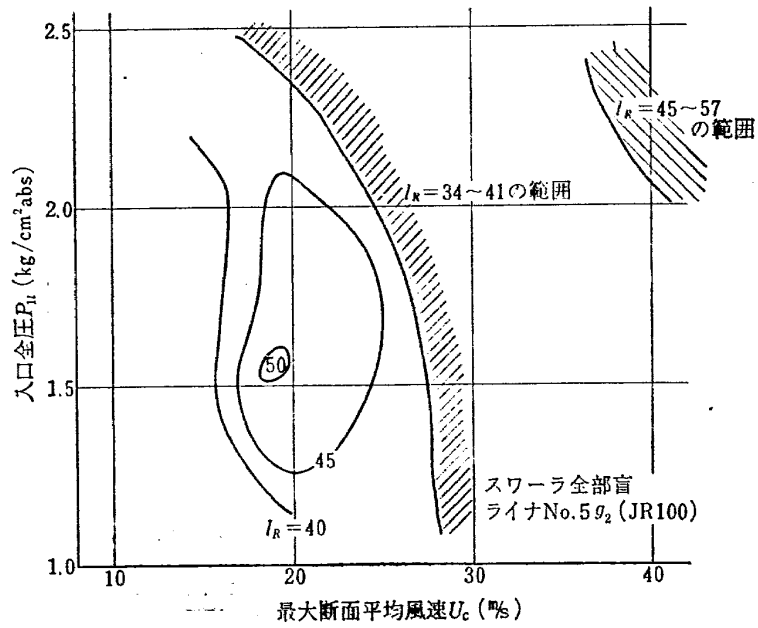


図 26 JR 100 ライナ No. 5 の振動燃焼限界空燃比——スワラ全部盲

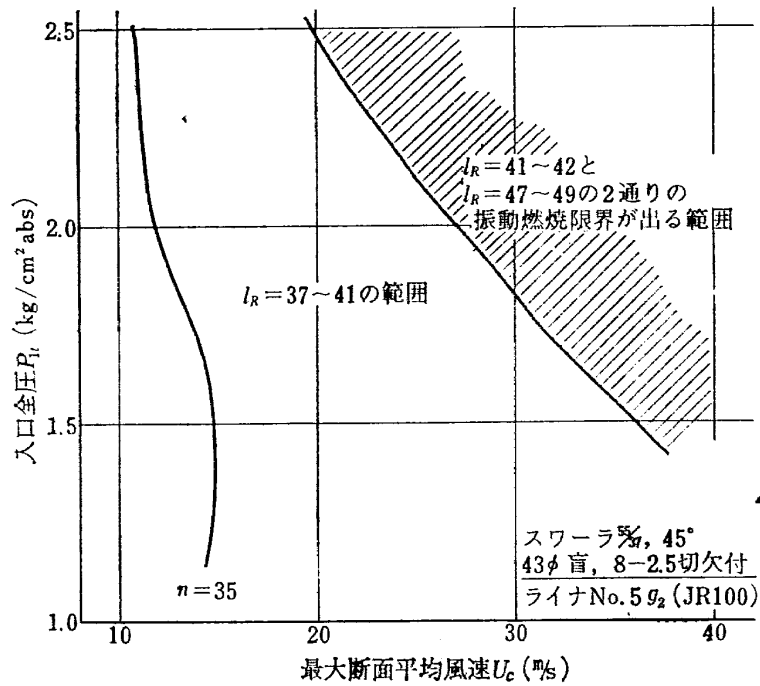


図 27 JR 100 ライナ No. 5 の振動燃焼限界空燃比——スワラ 55°

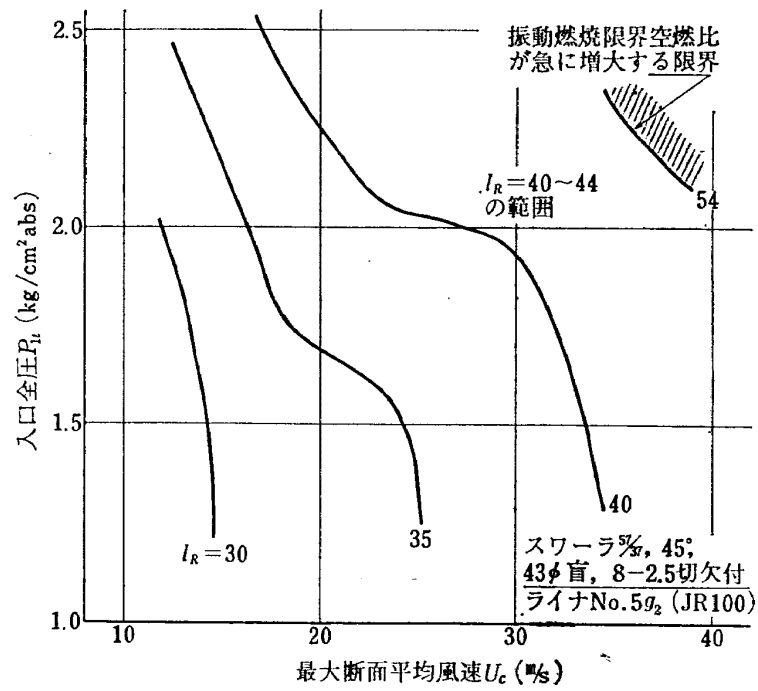


図 28 JR 100 ライナ No. 5 の振動燃焼限界空燃比——スワーラ 57 $\phi$

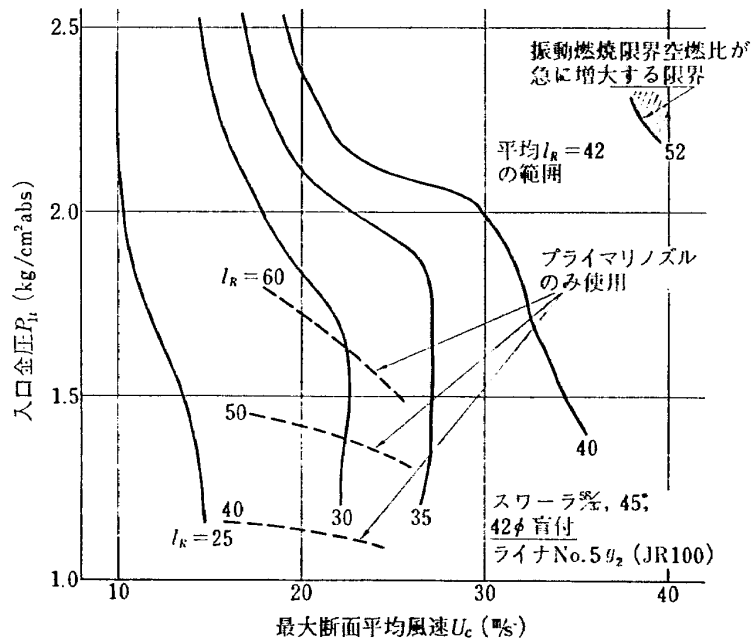


図 29 JR 100 ライナ No. 5 の振動燃焼限界空燃比——スワーラ 58 $\phi$

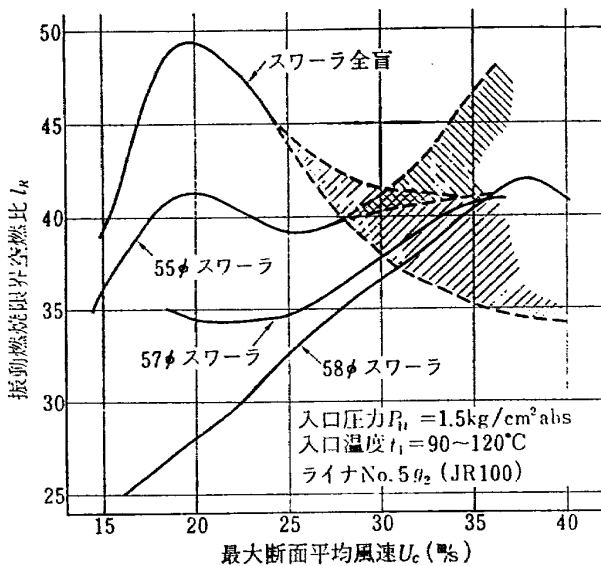


図 30 振動燃焼限界空燃比におよぼすスワラの影響

スワラの比較では、図 30 に示すように、55φ スワラの限界空燃比が大きく、57φ と 58φ スワラの相違は、最大断面平均風速の小さなところでは大きい、風速の大きなところでは差が小さくなっている。いずれにしてもこの結果からは、スワラ開口面積の大きなものほど限界空燃比が小さく、良好であるといえる。

スワラ開口面積をかえたとき、火炎の色の様子は最大断面平均風速の大きなところで、

- (a) スワラ全部盲——暗い青色
- (b) 55φ スワラ——やや暗い青色
- (c) 57φ スワラ——空色
- (d) 58φ スワラ——青色

という程度の相違があった。なお、スワラ全部盲では、輝炎になる範囲が狭くなっている。

#### 4. ま と め

うず巻燃料噴射弁まわりにスワラをおき、スワラの保炎性能向上をはかった JR 100 アニュラ形燃焼器と、ライナ空気孔をスワラ近くにあけてなお一層の性能向上をはかった JR 200 アニュラ形燃焼器に起きた振動燃焼は、

(1) 第 1 種：スワラ付近のみの局所的な火炎不安定に基づくもの

(2) 第 2 種：一次燃焼領域全体の火炎の不安定に基づくもの

の 2 種類で、火炎不安定の原因のおもなものは、燃料過濃混合気の形成によると推定される。

第 1 種の振動燃焼は、スワラ形状、スワラ空気を流入させる分流板入口の面積、噴射弁ノズルキャップ冷却空気孔など些細なものによって敏感に様子が変わり、振動燃焼防止対策を探ることがむずかしい。しかし、燃料噴射弁 1 個とスワラ 1 個を取出し、スワラの保炎状態を観察すると、振動燃焼特性とスワラから火炎がはなれやすいかどうかとの間に関連があり、定性的にはこのような試験で調べることができた。ただし、スワラの保炎領域は小さなものであり、各因子がデリケートに影響しあっているため、その内部の流れ模様、流速、空燃比を制御する一般的な方法を見出すところまでは行なわなかった。

第 2 種の振動燃焼防止策としては、一次燃焼領域の流入空気量を増すことがもっとも有効である。しかしスワラ外径は相互干渉の点で制限され、JR 200 形の一次燃焼領域のライナ空気孔面積も、実際にはあまり多くとることができない。しかし、別の実験から火炎安定の限界空燃比がほぼ  $n=8$  と推定され、JR 200 形燃焼器の一次空気量割合約 25% の結果から最小振動燃焼限界空燃比は  $L_R=32$  となる。実測された限界空燃比は、これより大きく、まだ改善の余地はある。

現在までの JR 系エンジンでは、振動燃焼の問題になる付近の空燃比が  $n=65\sim 90$  の範囲であり、JR 200 形燃焼器を用いる限り、第 2 種の振動燃焼は問題にならないと思われる。しかし、今後の高温度上昇形燃焼器には、有用な資料となろう。

振動燃焼防止法を得る実験は、まだ十分でないが、これまでに得られた資料はエンジンに適用され、運転に差し支えない状態まで改善している。

#### 文 献

- 1) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 山中国雅; 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 40-11)
- 2) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国雅; 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 43-4)「配布先限定」
- 3) 大塚貞吉, 福田 広, 相波哲朗; 高負荷燃焼器の箱形模型による実験, 航技研報告 TR-118 (昭 41-10)
- 4) 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 大塚貞吉, 山中国雅; 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 41-10)
- 5) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 斎藤 隆, 堀内正司, 本

- 間幸吉; ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼ガス組成と燃焼状態, 日本機械学会第 790 回(動力)講演会前刷(昭 44-6)または航技研資料 TM-166
- 6) J.J. Faitani; Smoke Reduction in Jet Engines Through Burner Design, SAE Paper 680348 (1968)
- 7) 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 43-4)「配布先限定」
- 8) 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 1 号機 (JR 100) の燃焼器(Ⅲ), 航技研資料 TM-158 (昭 44-4)「配布先限定」

既 刊 資 料

TM-1	高マツハ数風胴について (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 隼人之 三好 甫, 高橋 利雄 能美 力, 板 芳子 島海 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 超音速風胴について	1962年 2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 巖
TM-6	18cm×18cm 遷音速風胴整備試験	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 島海 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 宏一 中井 治, 田 義一 西村 博史, 小原 一瑛 高木 俊郎, 森田 甫之 安藤 泰勝, 河 忠雄 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 俊郎, 橋本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 6月	鳥崎 忠雄, 松木 正勝 山中 龍夫, 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	吹出式超音風速胴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 吹出式超音速風胴における AGARD 標準模型Bの三分力試験	1963年 7月	高木 広治, 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I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 到之
TM-26	吹出式風胴の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1月	橋爪 宏, 中井 暎一
*TM-27	遷音速風胴における高速目標機のピト ー静圧および補助舵翼動き試験 (I)	1964年 1月	高木 広治, 竹内 理
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風胴試験	1994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洞における試験	1964年3月	河崎俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	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	極超音速風洞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洞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 松本 宏, 石井浅五郎 広木 強, 山中国雍
*TM-45	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第II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, 中井治夫
TM-46	翼洞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抗抵について	1965年1月	幸尾治朗, 岡 遠一
TM-48	極超音速風洞用ベブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木 一, 橋本 登崇 林 二謙, 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	超音速風洞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・超音速風洞試験	1965年5月	斎藤秀夫, 竹内 理 榎原盛三, 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	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏雄
TM-55	ロケット模型風洞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 亘利, 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, 坂元思無邪 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) - 機体の被害状況 -	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 - 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 (JR 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タ解析	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	植崎哲二
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, 榑原盛三 宗 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)	1966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 昇 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)ーアニュー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 国雍
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	塙 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年5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 侔, 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チドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	犬丸 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	1967年8月	西村 博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	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パー 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	大きなマトリクスの逆行列計算および 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, 関昌次朗 田寺一, 高木俊雨 安藤泰勝, 森田孝 峯岸正勝, 菊地 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
TR-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	塙武敏, 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実験的研究	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	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 伸
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 山本浩通
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	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-164	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, 斎藤 隆 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<br>—中部胴体前方大型貨物口部および<br>後方乗降口部付近— | 1970年1月 | 竹内和之, 川島矩郎<br>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<br>乱れの測定 (I)<br>—冷却フィルムプローブによる方法—    | 1970年2月 | 相波哲朗                     |

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170号

昭和45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 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

