

UDC 621.454

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-39

高負荷燃焼器の研究(第1報)

——その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察——

大塚貞吉・鈴木邦男

1963年2月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|----------|--------------------------|
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性
Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage | 1960年12月 | 竹中幸彦 |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部
On the Transonic Test Section | 1961年 1月 | 村崎寿満 |
| TR- 8 | 繰返し荷重装置試験の予備試験
Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures | 1961年 3月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)
—非線型補正理論—
Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I)
—Non-Linear Correction Theory— | 1961年 3月 | 細川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究
Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades | 1961年 3月 | 松本正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
Yielding of Rotating Discs of Mild Steel | 1961年 4月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について
On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section | 1961年 5月 | 川井忠彦, 埴 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究
Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer | 1961年 7月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層
On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics | 1961年 7月 | 須郷道也, 小沢五郎 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・較正
Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow | 1961年 8月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法
On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations | 1961年11月 | 樋口一雄, 三好 甫 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察
A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density | 1961年12月 | 和田 勇, 細川 巖
三好 甫 |
| TR-18 | 前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較
Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade | 1961年11月 | 松木正勝 |
| TR-19 | 高速翼車の回転強度
Strength of High-Speed Rotor | 1961年12月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-20 | Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の数値解法
A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation | 1962年 1月 | 樋口一雄, 戸川隼人 |
| TR-21 | 遷音速における二次元操縦面の研究 (I)
An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I) | 1962年 1月 | 神谷信彦 |
| TR-22 | 変断面梁の曲げ自由振動について
On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section | 1962年 2月 | 川井忠彦, 戸川隼人
林 洋一 |
| TR-23 | いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモンテカルロ法による解法とその実験
Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations | 1962年 2月 | 樋口一雄, 高橋利之
鳥海良三 |
| TR-24 | 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
Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L. | 1962年 2月 | 航空技術研究所原動機部 |
| TR-25 | 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造
Desing and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2m×2m Transonic Wind Tunnel | 1962年 3月 | 航空技術研究所 |

高負荷燃焼器の研究 (第1報)

—その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察

大塚 貞吉**・鈴木 邦男**

A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis

By Teikichi OTSUKA and Kunio SUZUKI

The aim of this study is to develop the high intensity combustors for V/STOL aircraft gas turbines.

At the first step, the qualitative analysis of the influences of several factors on the combustor performance mainly concerned with the combustion efficiency characteristics was carried out.

These factors are combustor length, drop size of the fuel spray, annular baffle located at inner surface of the flame tube, temperature of the flame tube wall where the fuel spray impinges on and inlet air temperature.

Though the experimental data are insufficient to allow a exact analysis, the authors think that the report may be useful for developing high intensity combustors.

1. ま え が き

ジェットエンジン、特に V/STOL 機（垂直および短距離離着陸機）用エンジンに対しては推力重量比をできるだけ高めることが要求され、その一環として燃焼器についてもエンジン全体の重量軽減に役立てるため、小型軽量にまとまることが要望される。燃焼器自体の重量は軽くて、形が大きくなってもそう影響しないが、燃焼器の内側にはタービンと圧縮機を接続する軸が通り、まわりに強度部材があって、これらの重量がかさむため、燃焼器の長さは短かいほど良い。また、エンジンの前面面積も小さいほど良く、燃焼器の外径は圧縮機またはタービン外径より大きくないことが望まれる。したがって、その断面積も押えられ、短かい燃焼器であっても内部の平均風速を低下させることができず、燃焼器内に空気や燃料の滞留する時間が減少し、少ない圧力損失で安定にかつ効率よく燃焼させるのが困難になってくる。

このような状態で使用する高負荷燃焼器の設計データをうる第一段階として、燃焼器の性能にお

* 昭和 38 年 1 月 30 日受付

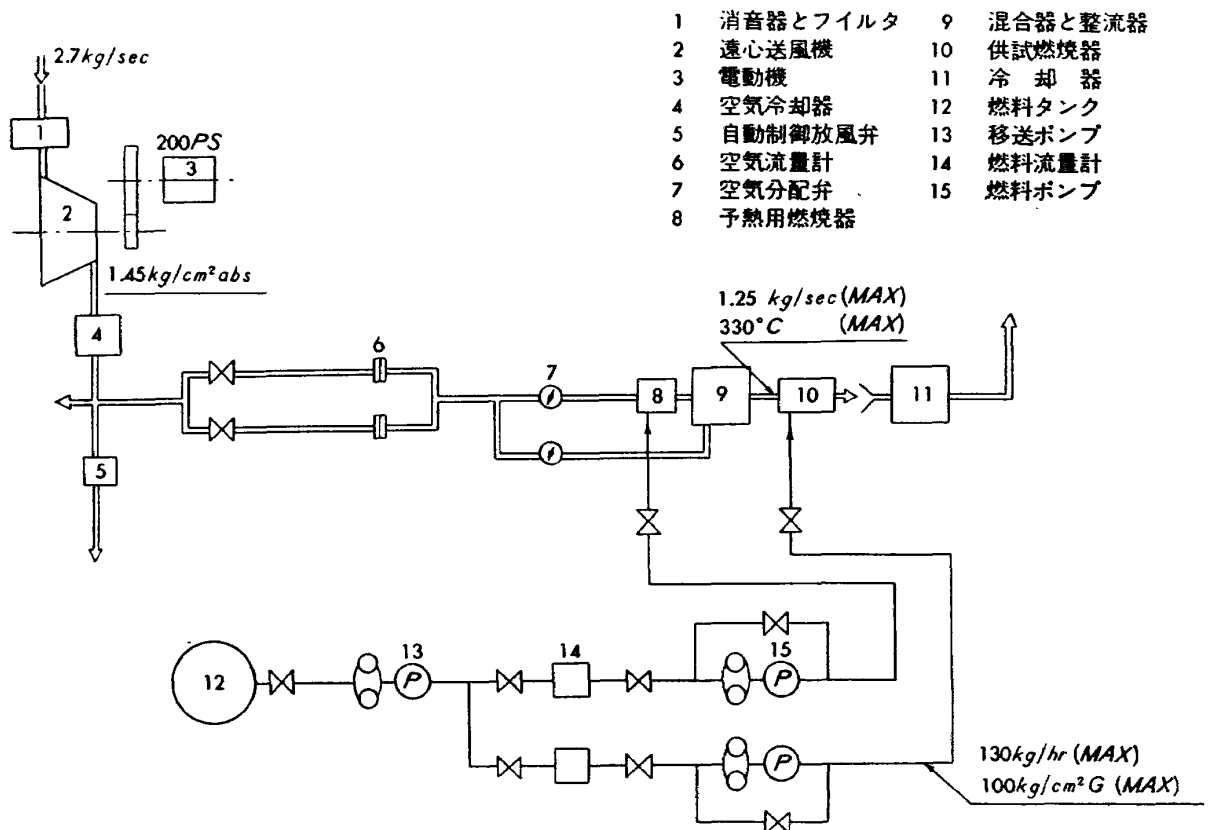
** 原動機部

よぼす各種因子の影響を定性的に知るため実験を行ない、いくつかの性質を明らかにした。

供試燃焼器としてはこれらの因子の影響を調べるのに必ずしも適していない手持の模型を使用したので、実験の結果は形状や作動状態のことなる各種の燃焼器に共通したものとはいえないが、燃焼器の定性的な傾向を推定する上には参考になるものと思う。

2. 実験装置⁽¹⁾

この実験に用いた実験装置は、当所の缶型燃焼器試験設備（常圧系）で、その系統図を第1図に示す。これでは供試燃焼器入口において次の状態が出しうるようになっている。



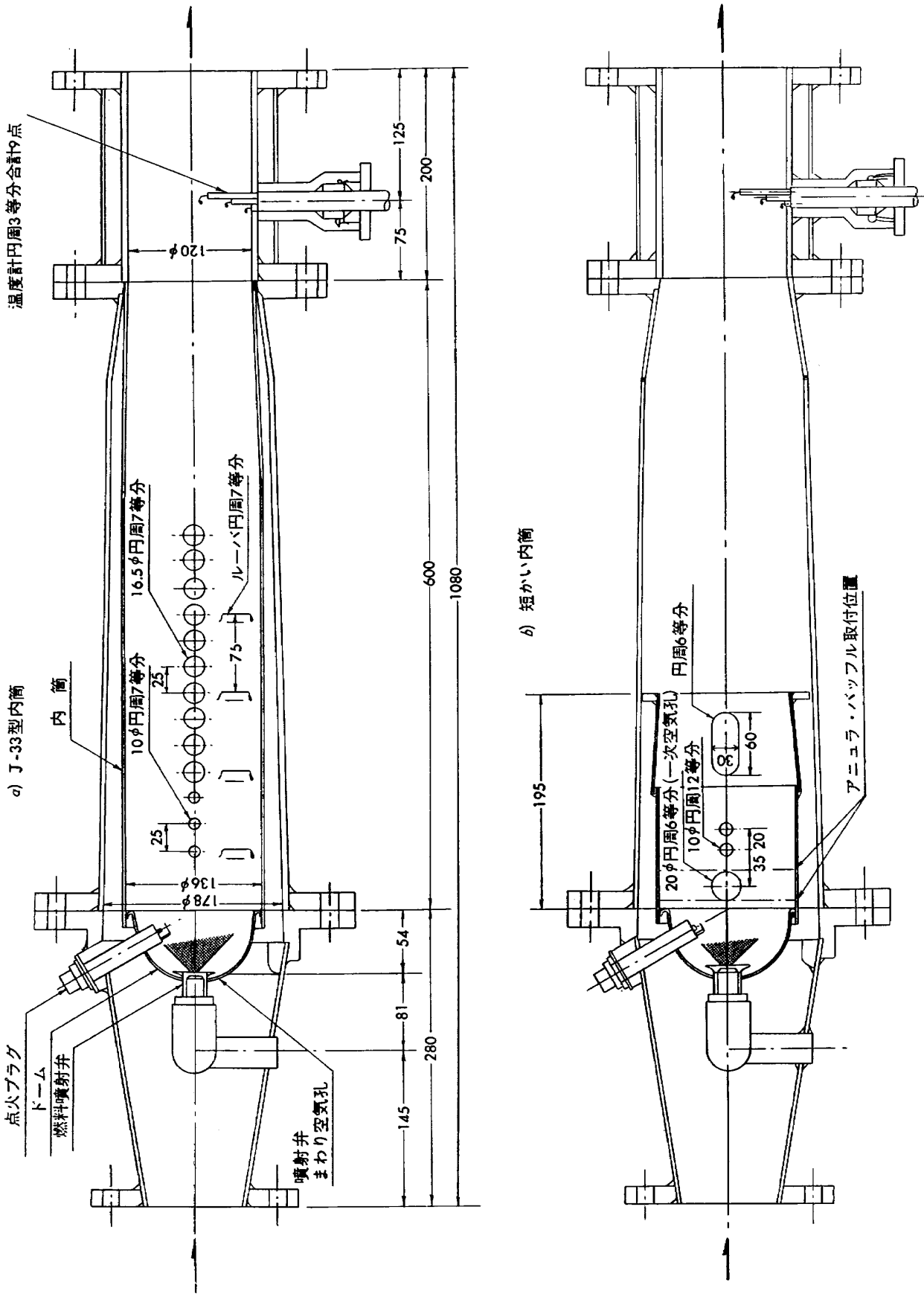
第1図 缶型燃焼器試験設備（常圧系）系統図

空気流量（最大）	1.25 kg/sec
空気温度	20~330°C
空気圧力	ほぼ大気圧

（供試燃焼器出口は大気開放）

送風機出口圧力は約 $1.45 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ であるが、空気流量を 1.25 kg/sec にすると配管中での損失により供試燃焼器入口圧力は最高 $1.22 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ に低下する。

空気温度を送風機出口温度（約 55°C ）以下にするには水による冷却器を使用する。空気は冷却



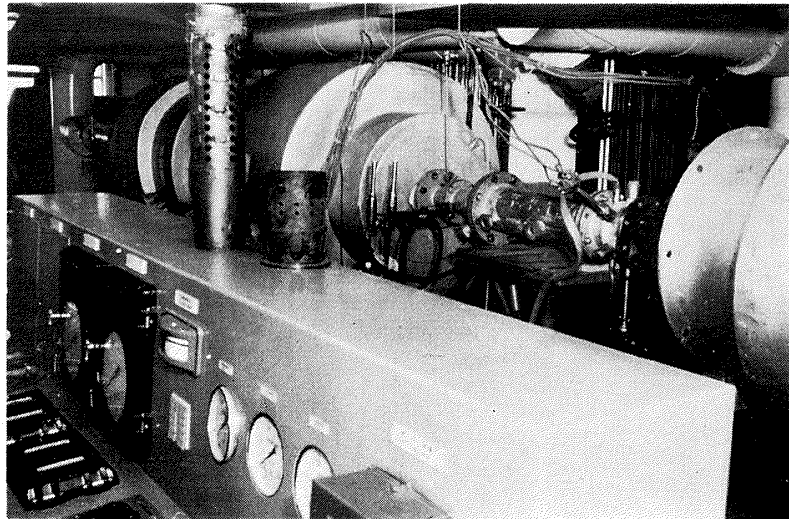
第2図 供試燃焼器

器出口において冬期 20°C, 夏期 27°C 程度になる。送風機出口温度以上にする場合は予熱燃焼器によって, 実験に用いる空気の一部に燃料 (供試燃焼器と同一のもの, 今回は JP-4) を噴射し, 燃焼させる。このため 供試燃焼器入口温度を高めると 燃焼ガスが混入し酸素濃度が少し低下する (最高温度において 2% 程度)。

燃料系統はジェット燃料からガソリンまで使用でき, 燃料ポンプの性能は流量 130 kg/hr (JP-4), 出口圧力最高 100 kg/cm² である。

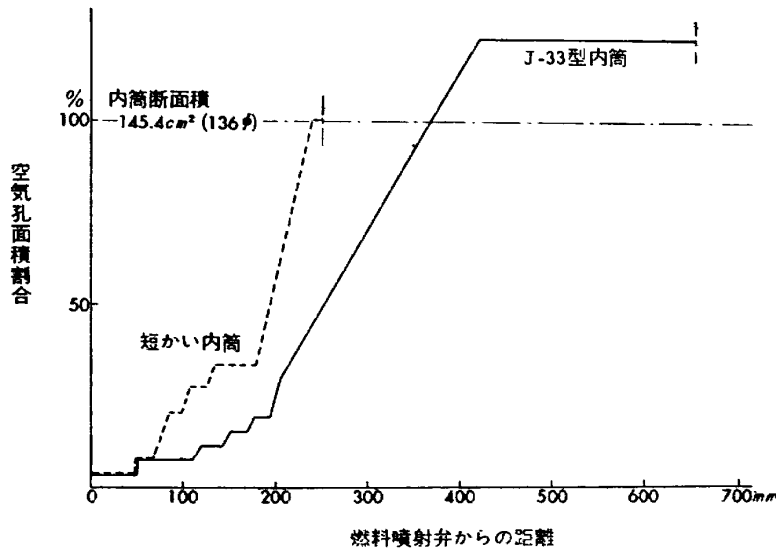
3. 供試燃焼器

供試燃焼器は J-33 型燃焼器模型 (J-33 実機用燃焼器を, 空気孔をそのままにして中心線を真直ぐにし, かつ円形断面になるよう変えたもの) およびそのドーム部分を除く内筒のみを短かくした (J-33 型の 1/3) もの 2 種類を用いた。第 2 図および第 3 図にこれを示す。第 3 図中, 内筒の右側に見えるのが供試燃焼器を試験設備に取り付けた状態である。内筒断面積に対する空気孔面積の割合を第 4 図に示す。J-33 型と短かい内筒で全空気孔面積は内筒断面積のそれぞれ 122% および 100% と異なるが, 全圧損失を測定した結果はほぼ同じで最大断面平均風速 35 m/sec のとき約 12% あった。この値は大きすぎるようであるが, このうち燃焼器入口側の絞り およびディフューザによる損失が 4% もあり, これはこの部分の形状を適当に修正することにより, 相当少なくすることができるものと思われる。

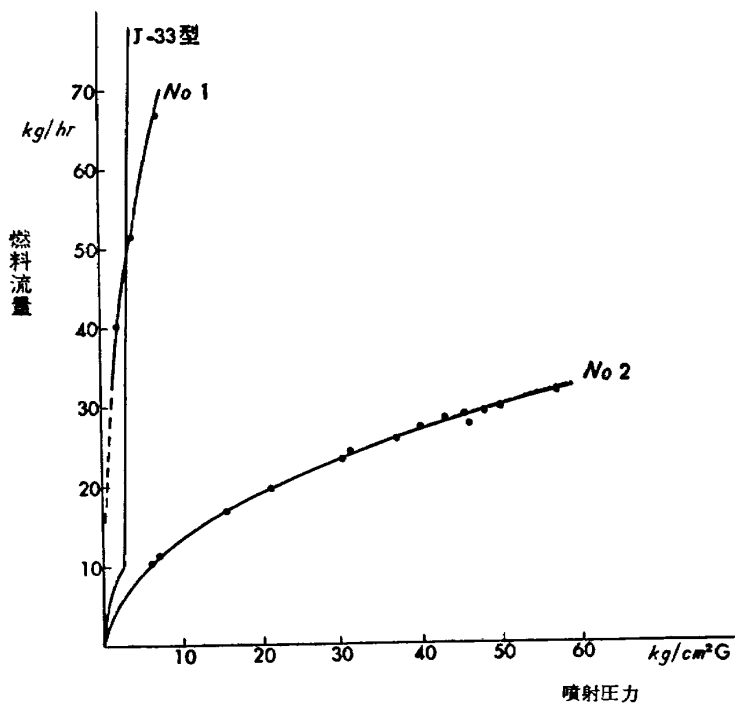


第 3 図 供試燃焼器およびその内筒

燃料噴射弁は J-33 型のものとは異なり, シンプレックス・スワール噴射弁 (噴霧角約 90°) 2 種類を主に用いた。J-33 型噴射弁は参考用として実験した程度である。これら噴射弁の流量-圧力特性およびこれから棚沢氏の式を用いて求めた流量-微粒化特性を第 5 図, 第 6 図に示す。J-33 型噴

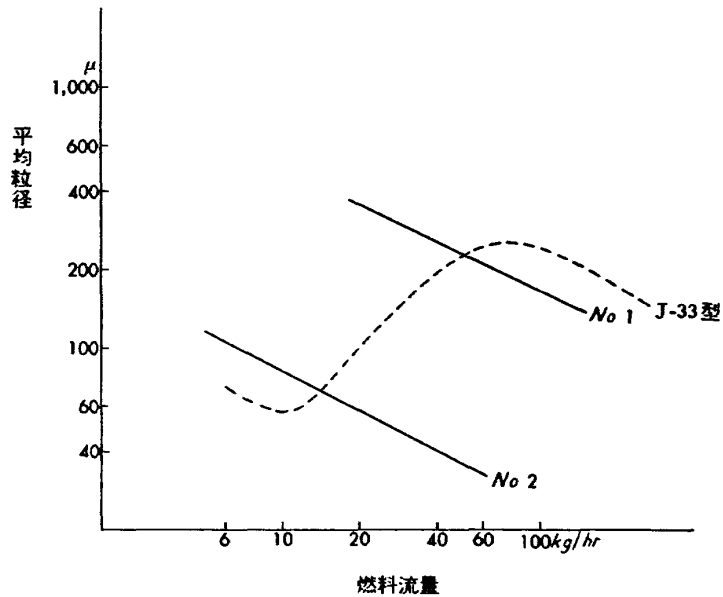


第4図 空気孔面積割合



第5図 噴射弁流量特性

射弁はデュプレックスであり、噴霧角が流量によってかわる (150~90°) こと、流量の少ないとき噴射圧力が非常に低いことなどからこの値は定性的なものである。たとえば、噴霧を観察するとJ-33型のプライマリの粒径はNo. 2噴射弁のものより大きくみえる(第6図では小さくでている)。しかし、流量の多い範囲ではある程度信頼できるものと思う。



第6図 噴射弁流量粒径特性 (計算値)

4. 実験内容

この実験では長さの短い高負荷燃焼器の設計データをうるにあたって、重要な因子になると思われる次のことについて調べた。

内筒長さの影響

燃料噴霧粒径の影響

内筒内側にアニュラ・バッフルをつけた効果

ドーム部壁温の影響

空気流入配分の影響

入口空気温度の影響

実験した範囲は、

空気流量 0.3~1.0 kg/sec

入口空気温度 20~275°C

入口空気圧力 ほぼ大気圧

出口温度 300~900°C

(空燃比にして 120~40)

で、燃料は主に JP-4、参考用にガソリンを使用した。J-33 型の設計点では最大断面平均風速が約 37 m/sec でこれは入口空気温度 27°C、入口空気圧力ほぼ大気圧のとき、空気流量で約 1.1 kg/sec に対応する。この試験装置では模型の圧力損失が大きすぎて設計点まで流せなかった。

測定または観察した項目は、

燃焼効率

火炎長さ, 火炎の色, 火炎分布

全圧損失

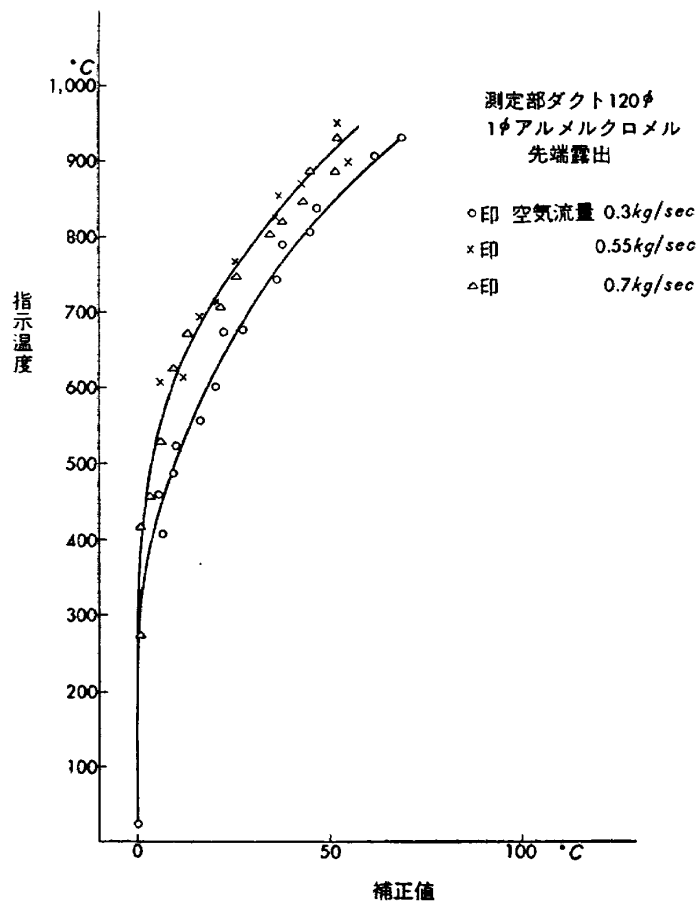
出口温度分布

一次燃焼領域の温度変化

などであって, 振動燃焼 (測定範囲内で激しい振動燃焼は起きなかった), 着火性能, 火炎吹き消え限界については調べていない。

燃焼効率は燃料流量を補正したロタメータで測定し (精度は 1.5% 以内), 空気流量をオリフィスで求め, 燃焼器入口, 出口平均温度よりエンタルピの差を求めて算出した。なお, JP-4 の発熱量は $H_u=10,300 \text{ kcal/kg}$ とした。燃焼効率の再現性はその 2% 以内におさまっている。

出口温度の測定は, 出口断面を 9 個の等面積部分に分け, 各部分の中心温度を先端露出 $1 \text{ mm}\phi$ のアルメルクロメル熱電対で測定した。この際の輻射損失による誤差は 3 重の輻射しゃへい筒に入れたものと比較して補正した。補正曲線を第 7 図に示す。



第 7 図 先端露出温度計の 3 重輻射保護筒入り温度計による補正

火炎については覗き窓より定性的な観察によるものである。火炎長さは噴射弁先端からの長さを目測した。

全圧損失は入口側の静圧（出口側は大気圧）を測定し、空気流量と入口、出口の平均絶対温度、ダクト径から算出した。

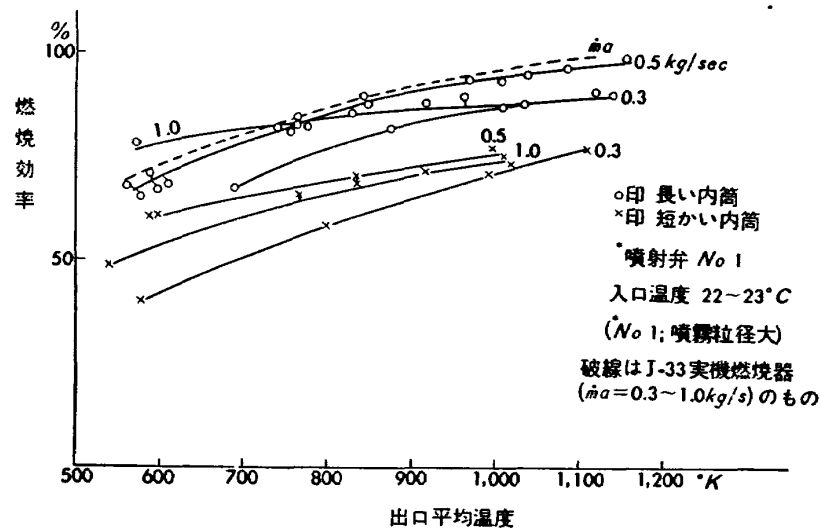
一次燃焼領域の温度は先端露出 0.5 mmφ の白金・白金ロジウム熱電対で測定したもので補正を行っていない。したがって、この温度は参考程度のものである。

5. 実験結果

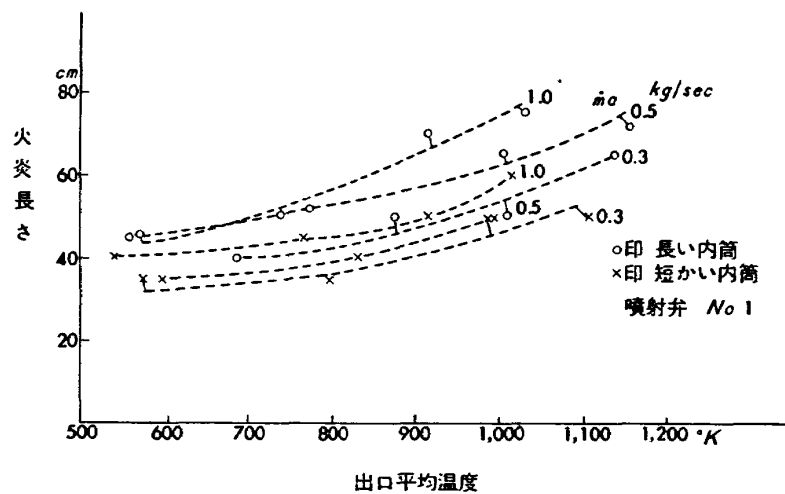
5-1 内筒長さの影響

J-33 型と短い内筒について噴霧粒径の大きな噴射弁 (No. 1: 第 5~6 図参照) と噴霧粒径の小さなもの (No. 2) を用いたときの燃焼効率と参考程度の火炎長さを第 8 図と第 9 図に示す。

短い内筒の燃焼効率は J-33 型より 15~20% 程度低く、火炎長さは約 100 mm 短くなってい

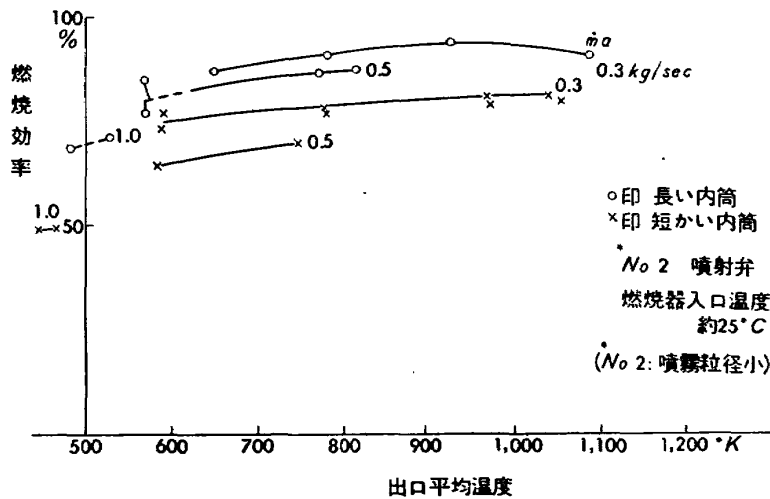


(a) 燃 焼 効 率

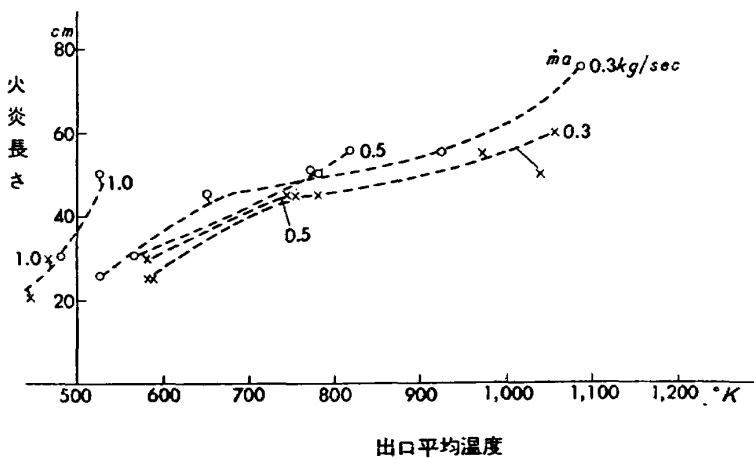


(b) 火 炎 長 さ

第 8 図 内筒長さ と 噴射弁 の 影響



(a) 燃 焼 効 率



(b) 火 炎 長 さ

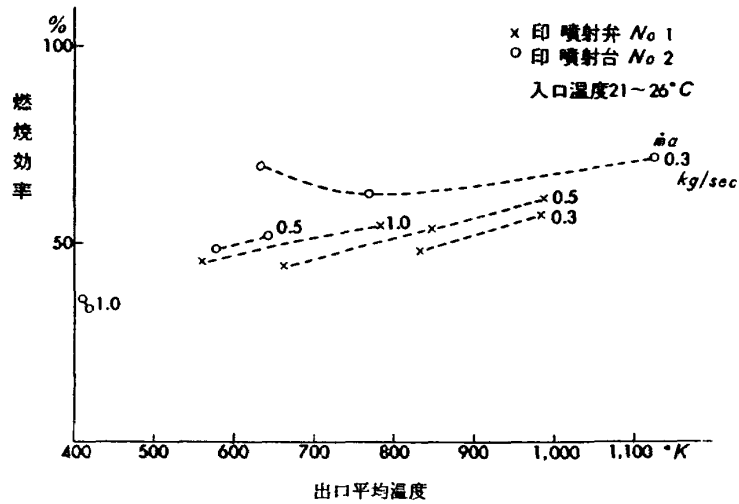
第9図 内筒長さと噴射弁の影響

る。しかしこの場合、火炎は 200 mm の内筒内におさまっているわけではなく、温度測定部は噴射弁より約 730 mm の位置にあるため、内筒を出てから温度計に達するまでの間に燃えるものも燃焼効率の中に含まれている。この量を調べるため、後ほど、火炎が内筒出口から出ないように稀釈空気孔に案内筒をつけたときの効率低下を測定した。その結果は、空燃比が小さくて火炎ののびている場合で 3~4% 程度を示した。この程度の差異はこの比較実験で特別問題にならないため、火炎ののびている状態でのデータをそのまま使うことにした(差異が問題になる場合には補正を行なった)。

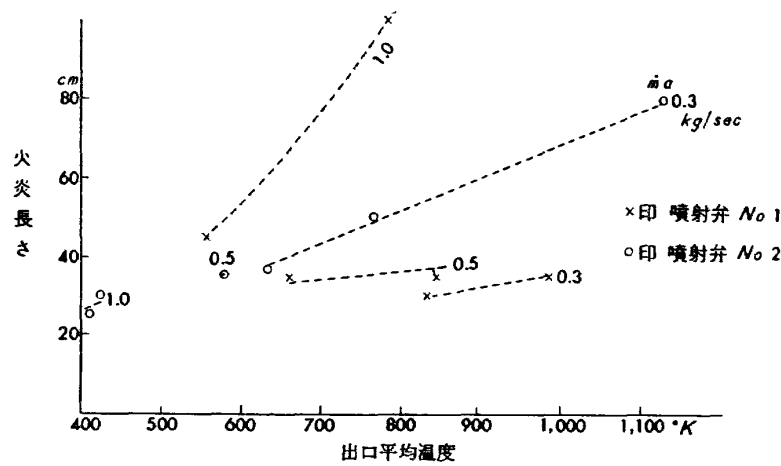
ドームのみの場合の燃焼効率を参考までにあげる(第10図)。この場合、出口温度分布は非常に悪い。

5-2 燃料噴霧粒径の影響

J-33 型実機の燃料噴射弁はデュプレックス型で燃料流量と噴霧粒径との関係を推定すると第6



(a) 燃 焼 効 率



(b) 火 炎 長 さ

第 10 図 ドームのみの性能

図のようになる。ここで注意すべきことは、実験した使用範囲はプライマリからメインへ切りかわる遷移領域にあたっているため、シプレックス型にみられるように流量を増すと粒径が小さくなるのでなく、逆に大きくなるような傾向を持っていることである。

これに対し、主に実験を行なった No. 1, No. 2 噴射弁はシプレックス型で、それぞれ噴霧粒径は相当に異なるが燃料流量と噴霧粒径との関係は特殊なものではない。No. 1 噴射弁の粒径は大きく、No. 2 のそれは小さい。

第 8 図および第 9 図をみると、No. 1 噴射弁では燃焼器出口温度をあげていく（空燃比を小さくする）と効率が上昇するけれども、No. 2 噴射弁では空燃比によってあまりかわらない。プロパンガスを燃料とした場合の実験データが NACA より発表されているが⁽²⁾⁽³⁾、この結果も燃焼効率は空燃比に関係なくなほぼ一定になっている（ただし、効率の値は No. 2 噴射弁の場合より良い）。No. 2

噴射弁の噴霧粒径はそう小さなものではないが、これでもガス燃料の場合に近づくようである。

また、No. 1 噴射弁では、空気流量を 0.3 kg/sec から 0.7 kg/sec と増していくと同じ空燃比に対して効率はあがっていくが、No. 2 噴射弁では逆に低下してくる。その結果、空気流量で 0.5~0.7 kg/sec (最大断面平均風速にして 17~24 m/sec) 付近になると燃焼効率はほぼ 1 本の線になる。さらに、空気流量を多くしていくと、No. 1 噴射弁でも効率が低下するけれども、その傾向は No. 2 噴射弁のときほど著しくない。

J-33 型模型と実機の実験結果⁽⁴⁾を比較すると、空気流量 0.3 kg/sec のときには No. 1 噴射弁で実機のものより燃焼効率が悪く、No. 2 噴射弁では良く (出口平均温度で 1,000°K 以下のとき) である。空気流量 0.5~0.7 kg/sec のときの結果は J-33 実機のものとはほぼ一致する。しかし、空気流量が 1.0 kg/sec になると、No. 1 噴射弁のときでも燃料流量の多い範囲で燃焼効率が実機のものより悪くなる。実機では同じ空燃比のとき、空気流量 0.3~1.0 kg/sec の範囲で空気流量による効率の変化はほとんどみられない。この相違は燃焼器の模型化によって生じたものおよび燃料噴射弁の噴霧粒径特性の相違によるものであろう。J-33 型模型に実機の燃料噴射弁を用いて実験し、これを調べた。

J-33 型燃焼器では一次燃焼領域に入る空気量が少なく、この部分の空気流速が小さい。これは保炎という点にはよいが燃料の過濃混合気ができやすい。過濃混合気ができると風速がおそくても火炎の安定性は劣化し、全体の燃焼効率の著しい低下がみられる。したがって、この部分の流入空気量、流れの様相、燃料の分布などは燃焼効率に大きな影響力を持っている。

模型のとき、実機の燃料噴射弁を用いても空気流量 1.0 kg/sec で効率低下の傾向が少し残る。この原因は噴射弁まわりにある空気孔付近の製作誤差によることが確かめられた。J-33 実機燃焼器のデータと比較するときにはこの相違を考えなくてはならない。

噴霧粒径特性の相違と部分的空燃比との関係を考えてみる。この領域の実効空燃比 (液滴を含まず気化した燃料だけを対象にした空燃比) の直接測定はまだ行っていないが、燃料にガソリンを使用したとき、これは短い内筒を用いた結果であるが、中間の燃料流量で燃焼効率が JP-4 の場合とかわらず、燃料流量の少ないとき (特に No. 1 噴射弁で) 効率の上昇がみられ、また燃料流量の非常に多いときの効率低下が著しかった。また、短い内筒に J-33 型噴射弁を取り付けた場合、空気流量 1.0 kg/sec では燃料 JP-4 のとき前記の長い内筒の場合とことなり効率の低下がないけれども、ガソリンでは低下することがわかった。

これから、一次燃焼領域の燃料過濃気味はほぼ確実である。一方、ガス分析 (燃料分は取り除いている) をしてみると酸素が多く残っている (ほぼ温度上昇に対応した量だけ消費されている)。これらのことは化学反応を律速過程の一つとして考えなければならないことを示している。

混合気が理論混合比より離れた場合、燃焼による温度上昇が少なく、温度が低下すると化学反応

速度は急激に低下し、一層温度がさがる。温度を高めるには、滞留時間を増すことよりも、空燃比を調節したほうが有効であろう。

J-33 型噴射弁の噴霧粒径を燃料流量の多いときにも大きくしているのは、噴射弁付近に燃料過濃混合気をつくらないためと思われる。燃料流量を多くした場合、No. 1 や No. 2 噴射弁のときにみられる効率低下は噴霧粒径特性によるものであろう。

火炎の長さは No. 1 噴射弁より No. 2 噴射弁の方が少し長いようである。これは燃えながら飛ぶ大きな燃料液滴があるからで、この液滴は噴射弁よりのものでなく、噴霧が一度壁面に衝突し、それが流れて再び気流中に飛ばされ、生じたものと思われる。

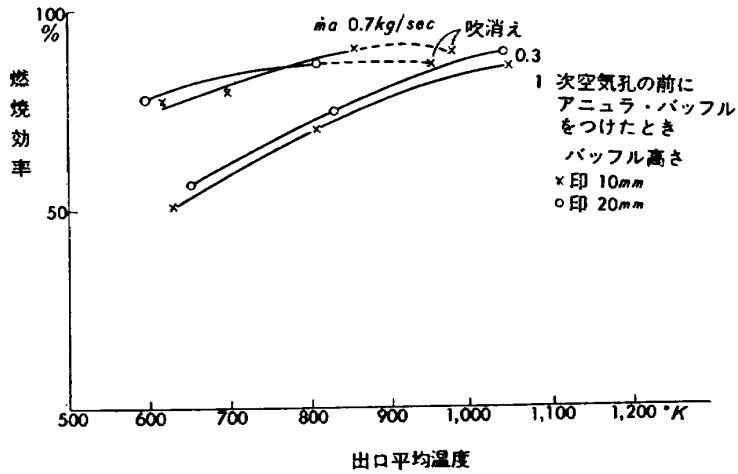
出口温度分布は長い内筒のとき、噴射弁による差異がほとんどないけれども、短い内筒では No. 1 より No. 2 噴射弁のほうがわずかによい。

5-3 アニュラ・バッフルの効果

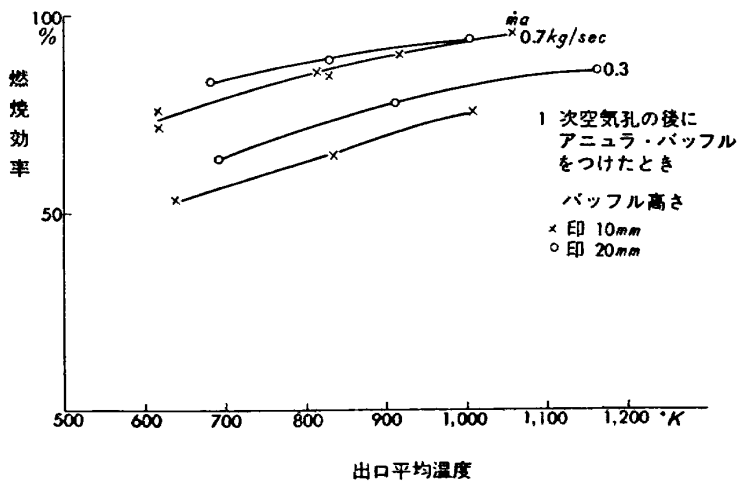
高負荷燃焼器にアニュラ・バッフルをつけて火炎の安定領域を広めることが D. G. Martin 他⁽⁵⁾によって示されている。この実験の場合、安定領域の拡大というよりも燃焼効率の改善に効果があるかどうかを調べた。その結果は一応成功であった。

燃焼器に J-33 型と同じドームを用いたとき、短い内筒では燃焼効率が低下する。しかし、この内筒の内側にアニュラ・バッフルをつけると、J-33 型内筒の効率とほぼ同じまで上げることができた。この場合も火炎が内筒出口よりのび、この部分で燃える量が問題になるが、火炎ののびを押えたときの効率低下は燃焼効率 90% 付近で 3%、95% 付近で 4% 程度 (第 12 図) であり、これを考えに入れても十分効果のあることがわかる。したがって、短い内筒の場合でもバッフルをつけることにより、燃焼効率を低下させないで熱負荷を高めることができる。

アニュラ・バッフルの位置は、短い内筒の一次空気孔 (第 2 図参照) の前流側までは後流側で高さは内筒内径 136 mm ϕ に対し 20 mm, 10 mm, 5 mm とかえた。実験結果を第 11 図と第 12 図に示す。バッフルの効果は空気流量の多いときのほうが大きいようである。高さの影響は 20mm と 5 mm のバッフルで燃焼効率 90% のとき、5% 程度の差がある。しかし、バッフルをつけた効果は 5 mm のものでもなお燃焼効率にして 10% 程度残っている。位置の影響は、一次空気孔の前流側につけた方が後流側よりわずかによい。しかし、前流側の場合、燃料流量を増すと火炎が不安定になりやすく、不安定になったとき効率は低下する。これはやはり保炎器として働く部分に燃料の過濃混合気が生ずるためとみられる。バッフルにつき、そこから気流中に飛ばされる燃料は、前流側バッフルのとき、1 次空気孔よりの気流によって逆流し、1 次燃焼領域に戻るものがでてくるけれども、後流側バッフルのときには逆流するものがない。この差異によるものであろう。これらは No. 1 噴射弁についてみたものであるが、No. 2 噴射弁の場合も同じような効果が観察された。ただこの場合、バッフル位置の影響が大きく、前流側バッフルのほうが後流側に比べて燃焼効率で

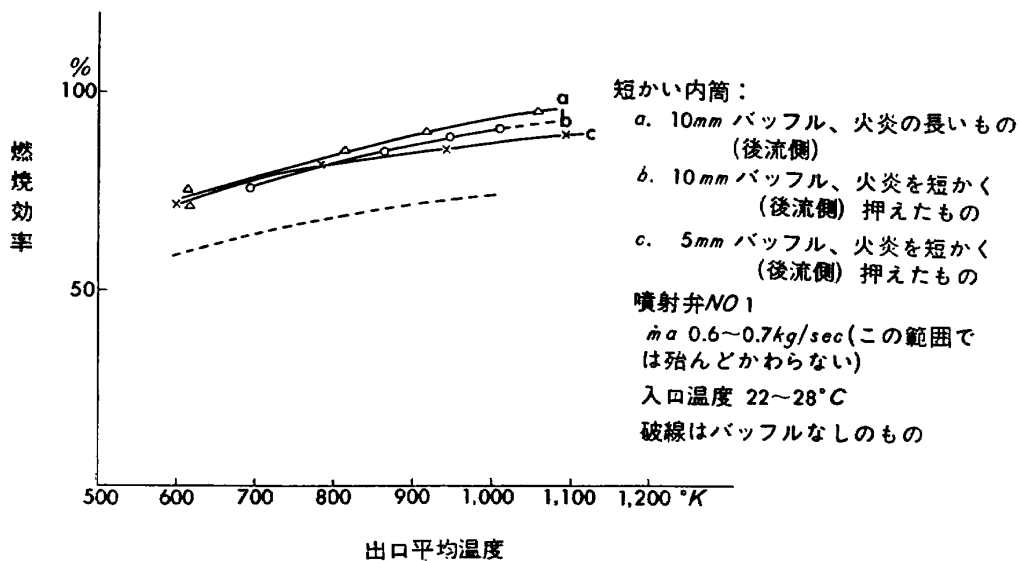


(a)

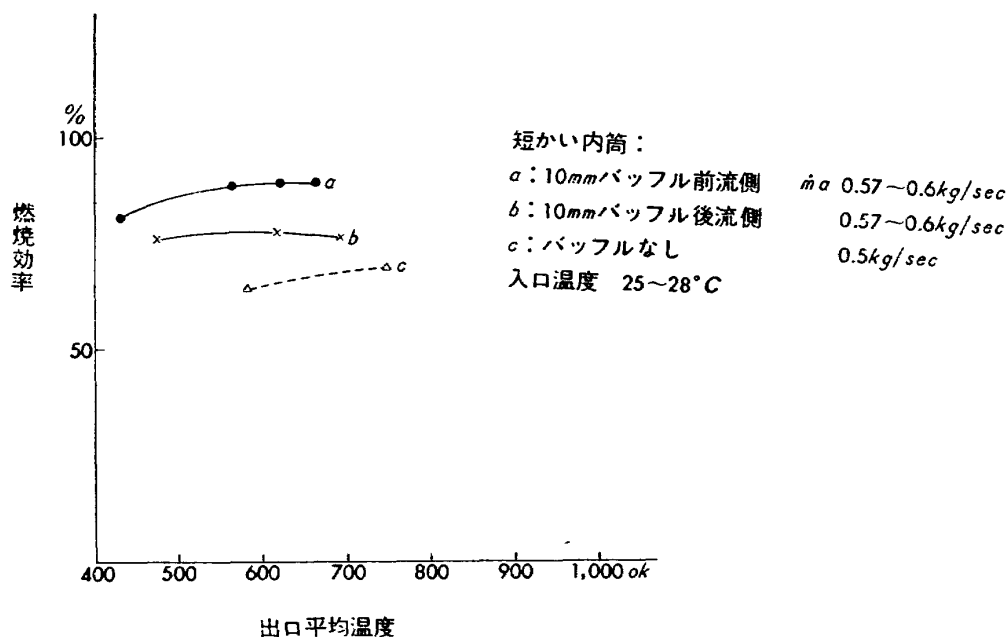


(b)

第 11 図 燃焼効率におよぼすアニュラ・バッフルの効果 (噴射弁 No. 1)



第 12 図 火炎を短かく押えたときの効率低下と 5 mm アニュラ・バッフルの効果



第 13 図 アニュラ・バッフルの効果 (No. 2 噴射弁)

10% 程度 (空気流量 0.56 kg/sec のとき) 良かった (第 13 図)。なお, No. 2 噴射弁では火炎が不安定になるほど燃流料量を増すことができなかった。

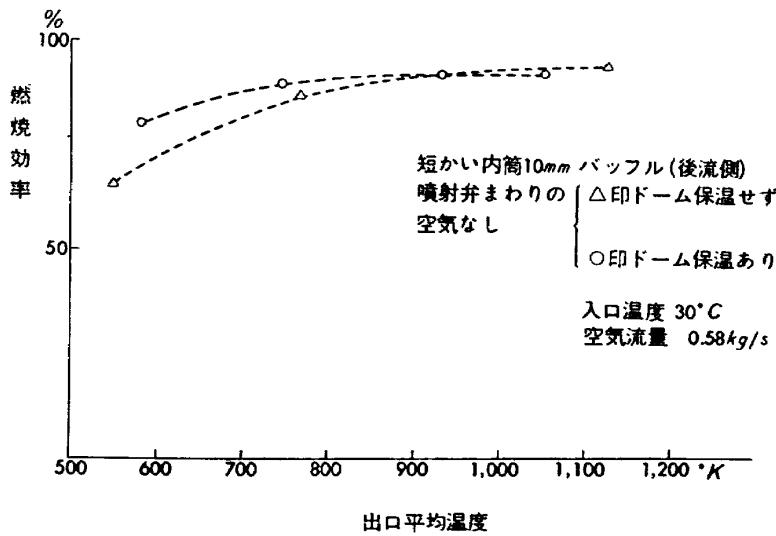
バッフルによる全圧損失の増加は 20 mm のとき約 2%, 10 mm で約 0.5% である。

バッフルの温度は 1 次燃焼領域の温度に支配され, 最高 900°C 程度になった。しかし, 実験中この温度が続くわけではなく, 現在まで 60 時間以上実験しているが, 厚さ 1.0 mm の軟鋼材で焼損がほとんどみられない。バッフル温度のあまり高くないのは熱が内筒に逃げていくからで, 内筒よりバッフルを浮かすと焼損が著しく多くなる。

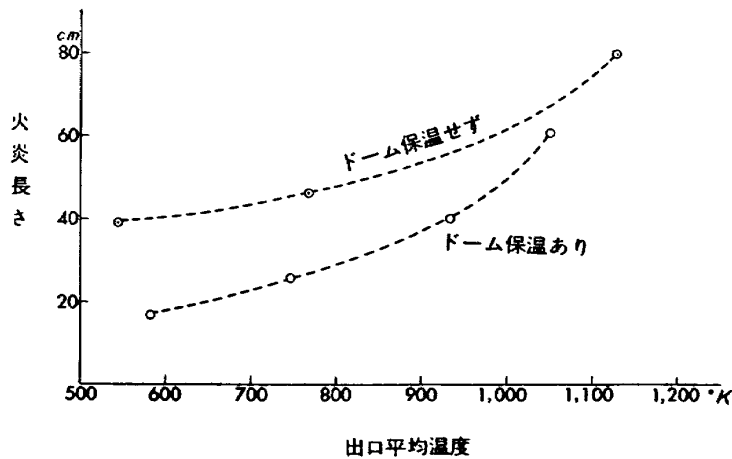
アニュラ・バッフルの燃焼効率を高める効果としては三つのことが考えられる。一つはこれによって壁面に流れる燃料を気流中に飛ばすこと, またバッフルの面が燃料の蒸発を促進することである。次はこれが保炎器になることで (この型の保炎器は壁面の耐熱性が問題となるが性能としては良い⁽⁶⁾⁽⁷⁾) 燃えにくい壁面付近の燃料を燃やすのに効果があると思われる。バッフル後流に生ずる旋回流領域の様子は保炎作用をする 1 次燃焼領域とよく似ている。この領域の温度は高く, 出口平均温度が 400~600°C というようなときで 1,200°C 以上になっていた。内筒に空気孔をあけて, この旋回流領域に冷たい空気を入れると燃焼効率が低下する (10 mmφ の空気孔を円周 12 個あけたとき, 燃焼効率 90% で 3% 程度の低下がみられた)。3 番目のことは, これによって燃焼器内の流れの様様が変わる。たとえば, 1 次燃焼領域に入る空気量が多くなるとするものである。実際にはこれらのことが組み合わされてバッフルの効果をもたらしていると思う。

5-4 ドーム部壁温の影響

ドーム部壁温は J-33 型燃焼器の場合, 燃料噴射弁まわりから入る空気によって冷却され, 入口



(a) 燃 焼 効 率

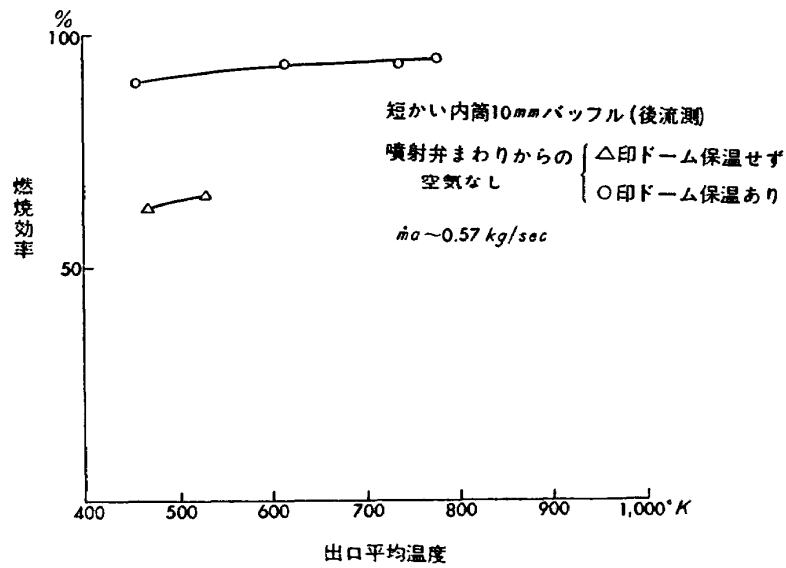


(b) 火 炎 長 さ

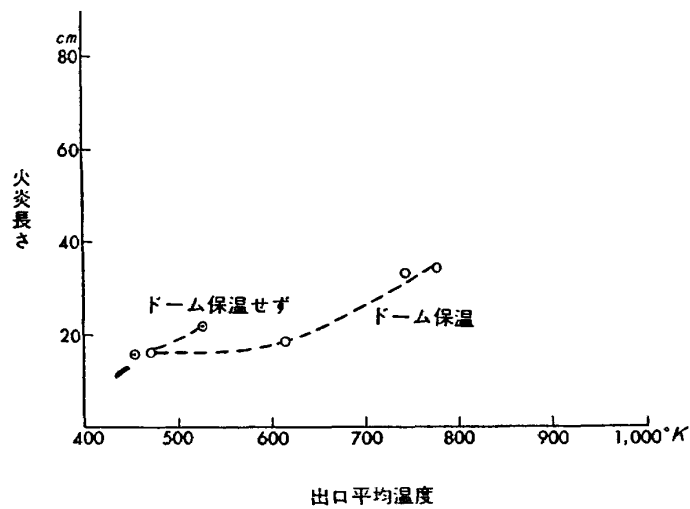
第 14 図 ドーム壁温の効果 (噴射弁 No. 1)

空気温度 +70°C 位 (したがって、燃焼器入口温度が 20~27°C のとき、ドーム壁温は 100°C に達しない) と予想外に低く、空燃比にあまり影響されずほぼ一定になっていた。燃料がドーム壁にあたって蒸発する影響が相当あると思われるため、ドーム壁温をあげてみることにした。まず、ドームの外側に断熱材をまいて外側からの冷却を防いでみたが、噴射弁まわりからの空気による冷却が大きく、これでは入口温度 +110°C 位と 40°C 程度の上昇しかえられなかった。次に、断熱材をまいた状態で噴射弁まわりから入る空気量を制限したところ、ドーム壁温を 500~600°C まで高めることができた。この状態では 1 次燃焼領域に入る空気量が増えるため、ドーム壁を保温せずに空気量のみを制限したもの (この状態でドーム壁温は入口温度 +90°C 位と 20°C 程度の上昇があった) との相違を調べた。燃焼効率と参考程度の火炎長さの比較を第 14 図と第 15 図に示す。ドーム壁温を高めると、

- a) 火炎は先端が揃い、短くなる (20~30%)。



(a) 燃 焼 効 率



(b) 火 炎 長 さ

第 15 図 ドーム壁温の効果 (噴射弁 No. 2)

b) 出口温度分布が均一に近づく (同一断面内で最高-最低の温度差が、ドーム壁温の低いときの約 $1/2$ になった)。

c) 燃焼効率の特性は No. 1 噴射弁を使用しても先に No. 2 噴射弁でえた、効率が空燃比に無関係になるような傾向になる。No. 2 噴射弁を用いてドーム壁温をあげると燃焼効率の著しい増加がみられる (ただし、このとき空燃比は相当に大きい)。

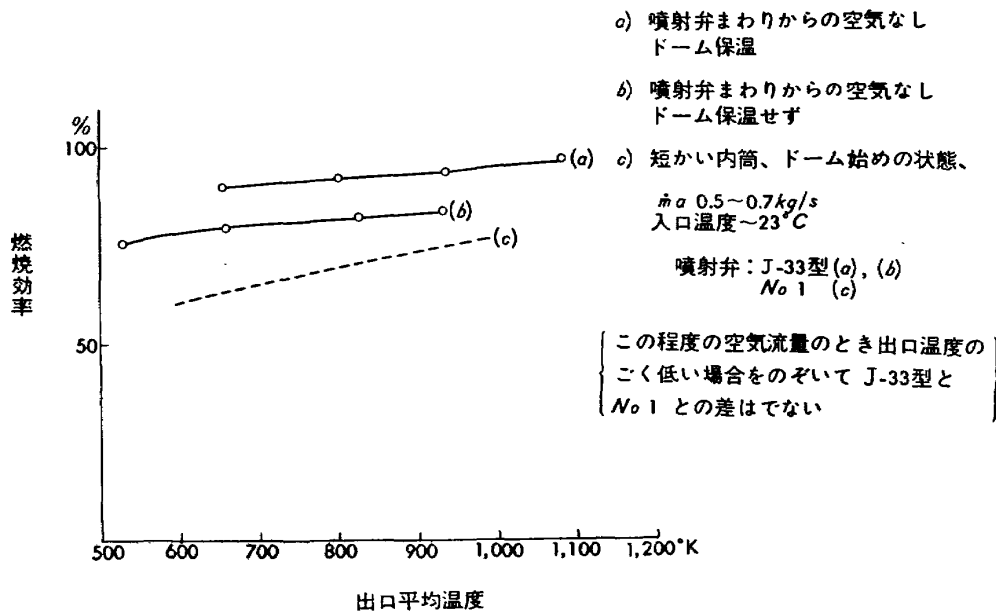
d) 1次燃焼領域の温度は低下する。

このようなことが観察された。これらは、ドームの壁温を高めることが燃料噴霧粒径を小さくすることに相当すると考えるだけでは十分な説明ができない。また、このような結果が得られたことから、この実験に用いた程度の噴霧粒径ではまだまだガス燃料との差異がかなりあるものといえよう、ガス燃料の場合ドーム壁温の効果はあまりないものと思われるからである。

d) の理由は、やはり燃料の過濃混合気が生ずるためと思われるが、これによる燃焼効率の低下がみられないのは重要なことである。おそらく、1次燃焼領域の温度が低下しても、壁面の温度が高いため壁付近で火炎が安定していること、それとアニュラ・バッフル付近で燃える量が増すためと思われる。観察によると燃料が液滴のまま燃えながら飛ぶことは少なく (a) の理由)、気化した燃料が1次空気孔よりの空気と適当な混合気をつくり、アニュラ・バッフルを保炎器として燃え、そのため壁の近くに温度の高い領域ができる傾向がある。一方、この実験の短い内筒の場合稀釈空気の貫通度が悪く、これが前記の傾向を打ち消し b) のような結果をもたらしたものと推定される。ドームに衝突する燃料の量は、観察によると No. 2 噴射弁のほうが No. 1 噴射弁のときより多く、ドーム壁面における燃料の蒸発を考えると、壁面に衝突する液滴の小さなものほど有利であることから c) の No. 1, No. 2 噴射弁の差異がでるのであろう。

ドーム壁温と付着するカーボン量との関係は、ドーム壁温が 280°C 付近からカーボンの付着があり、壁温とともに増加するが 440°C 以上になると急になくなる。

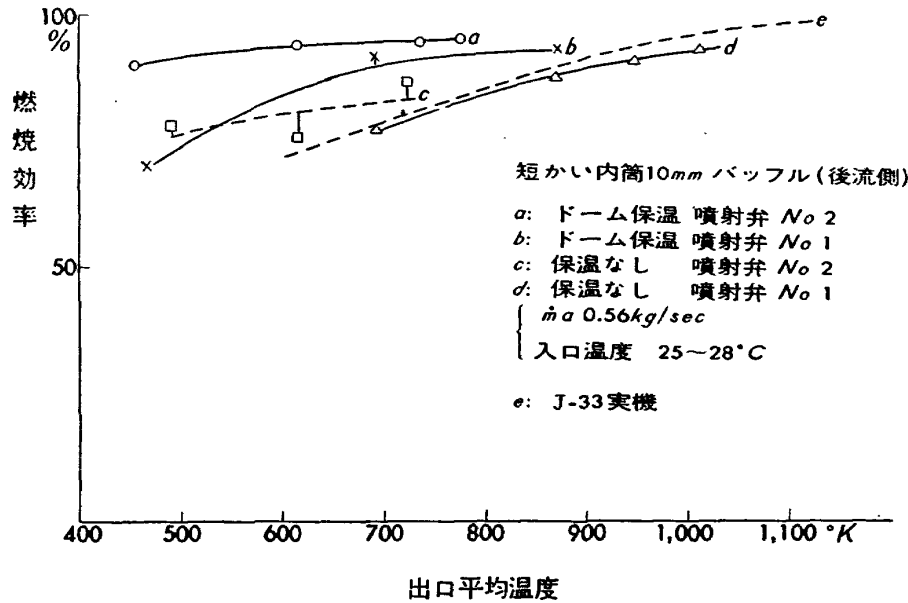
これらは短い内筒でアニュラ・バッフルのある場合のものについてであるが、アニュラ・バッフルのないときを調べてみると、噴射弁まわりの空気孔をめくらすだけで効率があがり、ドームを保温するとさらによくなる (第 16 図)。このとき火炎の状態を観察すると、ドームのふち (第 2 図参照) が保炎器になっていることがわかる。長い内筒の場合も同じようなことが観察された。しかしこの場合、始めから燃焼効率が良いため、効率の改善は大きくない。要は、ドーム部以外に保炎器のある場合、ドーム部で火炎が安定していればそこで多く燃えなくても燃料がよく蒸発し空気と混合すればよい、ということになるろうか。



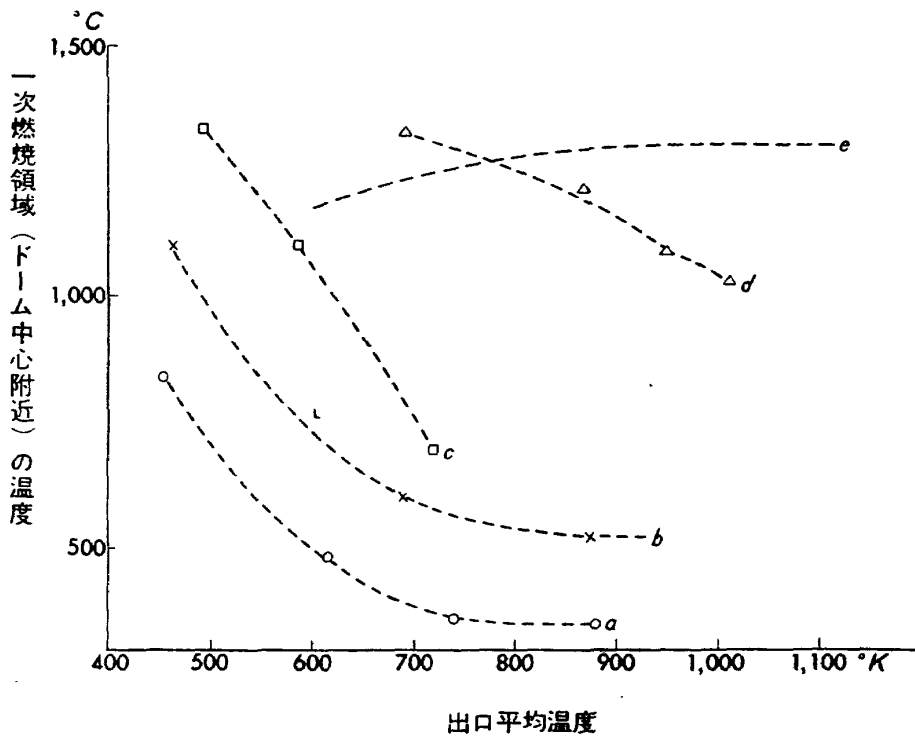
第 16 図 短い内筒 (アニュラ・バッフルなし) の場合のドーム壁温の効果

5-5 空気流入配分の影響

J-33 実機燃焼器の場合、空燃比を小さくしても1次燃焼領域の温度は低下せず⁽⁶⁾、燃焼効率は上昇している。この効率上昇の傾向はNo.1噴射弁で1次燃焼領域の(空燃比を小さくすることによって)温度低下のみられる場合の効率上昇の傾向より大きくなっている(第17図)。No.2噴射弁の場合、空燃比を小さくしても効率のよくなるのは1次燃焼領域の温度が低下するため



(a) 燃 焼 効 率

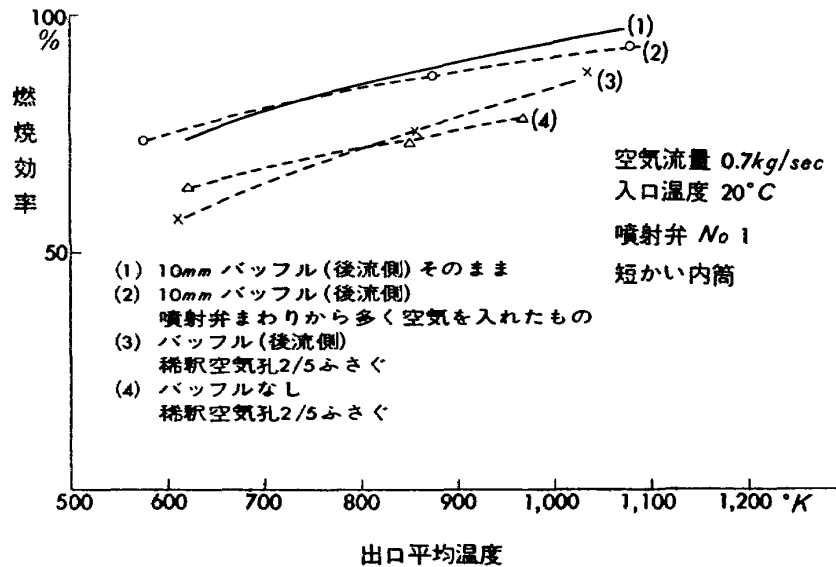


(b) 温 度

第 17 図 1次燃焼領域の温度と効率

はないだろうか。このことから1次燃焼領域の温度を高めてみることにした。

出口温度に対する燃焼効率の変化と1次燃焼領域の温度変化を参考までに第17図に示しておく。この図は空気流量のあまり多いときでなく、上記のことがはっきりでていないけれども、傾向はわかる。



第18図 空気流入配分の効果

1次燃焼領域に多く空気を入れると、空燃比の大きなき吹き消えやすくなるが、空燃比の小さなき燃料の過濃化を防ぎ温度を高める効果があると予想され、1次燃焼領域に空気を多く入れてみた。結果を第18図に示す。空気は燃料噴射弁まわりからと内筒の1次空気孔から入れた。1次燃焼領域の温度低下の傾向はなくなり、ほぼ一定(約1,250°C)になったが、燃焼効率はいずれも低下した。この原因について別の燃焼器模型で調べたところ、次のようなことが観察された。

a) 噴射弁まわりからドームに沿って流れる空気または強いスワールを与えた空気を多く入れると、火炎が壁面から離れ壁面の温度が低下する。このため壁面に衝突した燃料液滴は、蒸発することなく内筒より流れ出てしまう(この燃焼器の場合はアニュラ・バッフルによって大分緩和される)。

b) 内筒の1次空気孔から多く空気を入れると高温の1次燃焼領域の後流側に1次空気で冷却される領域ができ、ここで火炎が切れ、別の新しい火炎がアニュラ・バッフルから生ずる形となる。しかし、アニュラ・バッフルからの火炎は内筒中心まで伝播する以前に稀釈空気につかかってしまう。これから、中心部に未燃分が残り効率の低下をもたらす。

この実験に用いた燃焼器についても同じようなことが起きていると推定される。このような障害がなければ1次燃焼領域の温度をあげて効率の改善ができると思う。その方法としてHerbertらの実験⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾が一つの指針となろう。彼らの実験によると、

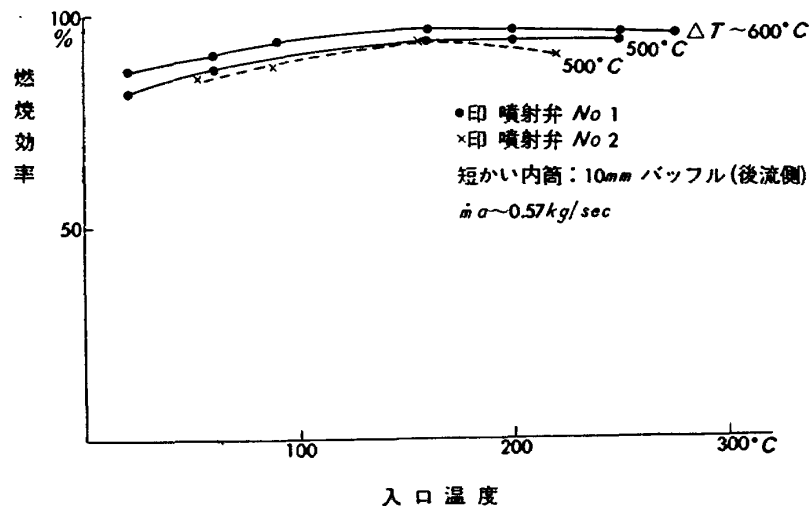
- a) 大きな旋回流領域を作るのは負荷を高める上に好ましくない。
- b) 空気を多く入れ、乱れを強めると安定性は幾分犠牲になるが、効率はあがる。
- c) 小さな旋回流領域を数多く作り、空気を多くの箇所より少しずつ入れて均一状態に近づけると効率を低下させずに、負荷を高めることができる。

などが結論としてでている。

したがってこの実験の場合、大きな旋回流領域を作る、空気孔の少ない“ドーム”を使ったこと自体に問題があったようである。ドームの改造は次の実験にまわした。

5-6 入口空気温度の影響

供試燃焼器入口温度をあげるためには前流で予熱燃焼器を働かせる。このため供試燃焼器入口では燃焼ガスが混り、未燃の燃料も含まれている。これらの影響は相当大きなようであるがまだ調べていないため、このデータは参考程度のものである（第 19 図）。



第 19 図 入口温度の影響

入口温度をあげると燃焼効率はあがる。しかし最適温度があって、それより温度をあげていくと効率は低下する。この最適温度は燃料噴霧粒径の小さいもの (No. 2 噴射弁) で約 160°C、燃料噴霧粒径の大きなもの (No. 1 噴射弁) では約 210°C となっている。また、効率のよい入口温度の範囲は噴霧粒径の大きなもののほうが広い。これらはやはり 1 次燃焼領域の空燃比の影響を受けているものと思う。

入口温度の高いときには、燃料流量を少なくしていても噴霧が極度に悪化しない限り、燃焼効率の低下が少ない。

入口温度をあげた場合、効率のよくなる原因の一つにドーム壁温の上昇ということがあるかも知れないと 5-4 の実験をしたわけであるが、No. 1 噴射弁、10 mm バッフル付きの場合ドーム壁温をあげても効率の増加はわずかであり、この影響ばかりとはいえない。次に、1 次空気の温度が高

くなるということで、これは 5-5 に述べた 1 次空気による低温領域の温度をあげることになり、この効果は大きいように思う。

6. 結果の要約

燃焼器の長さを短縮し、熱負荷の高いものを設計するデータをうるために大気圧下で実験を行ない、J-33 型燃焼器模型およびその内筒のみを約 1/3 に短縮した模型について次のような結果がえられた。

- a) 内筒の長さを短縮すると燃焼効率が低下するけれども、アニュラ・パッフルをつけることによって全圧損失を増すことなく長い内筒の効率に近づけることができた。
- b) 燃料噴霧粒径は 1 次燃焼領域の空燃比に影響する。燃料流量が多く、粒径の小さい場合には過濃混合気を作り、効率低下、不安定燃焼などを引き起こす。
- c) ドーム壁温を高めると 1 次燃焼領域の温度は低下するが、火炎長さは短くなり、出口温度分布がよくなる。燃焼効率も改善される。
- d) 燃料流量を増して 1 次燃焼領域の温度が低下したとき、ここに空気を多く入れて温度を高めることができる。
- e) 入口空気温度を高めると燃焼効率がよくなる。しかし最適温度があり、これより高くすると効率はかえって低下する。最適温度は噴射弁の特性と関係がある。

7. 後記

燃焼器の負荷を高めるためには燃焼器内の空燃比を理論混合比付近にして温度を高く保ち、均質な状態に近づけることが有効である。この考えに対し、内筒壁面近くの通常燃えにくい箇所にアニュラ・パッフルをおき、火炎を保持するのは燃焼器内の体積利用率を高める、ということで一つの方法になる。しかし、これはあくまで補助的なもので主体としては 1 次燃焼領域全体にわたって温度の高い火炎を安定させ、他に障害を与えずになるべく多く燃焼させることであると思う。

今まで記述した実験はアニュラ・パッフルを除き、噴霧粒径、ドーム壁温、空気流入配分等ほとんどが 1 次燃焼領域についてのものであった。これらから 1 次燃焼領域の状態と全体的な性能の定性的なものはほぼ明らかになったが、燃焼状態を支配する重要な因子となるもの、すなわち実効空燃比、流入空気流量、流れの模様などの測定に欠けていて、ほとんどが推定の域を出ない状態である。

燃料蒸気と燃焼ガスの適当な採取装置を作り、ガス分析を行ない、その結果より空燃比、燃焼効率、未燃成分などを求めることを現在計画中で、これについては第 2 報で発表する予定にしている。

文 献

- (1) 航空技術研究所原動機部：航空技術研究所報告 TR-24, 1962 年 2 月.
- (2) Graves, C. C.: NACA RM E-53 A27, 1953.
- (3) Graves, C. C.: NACA RM E52 F 13, 1953.
- (4) 大塚他 2 名：日本機械学会第 68 回燃料・燃焼に関する講演会前刷 1960 年 6 月.
- (5) Martin, D. G. and Webb, J. D.: 7th Symp. on Comb. pp. 651~653 1959.
- (6) Huellmantel, L. W. et al: Jet Prop. Vol. 27, No. 1 1957.
- (7) Choudhury, P. R. and Cambel, A. B.: 8th Symp. on Comb. pp. 963~970, 1962. など.
- (8) 日本機械学会講演会前刷, 前出のもの.
- (9) Herbert, M. V.: Progress in Combustion Science and Technology pp. 61~73, 1960.
- (10) Jeffs, R. A.: 8th Symp. on Comb. pp. 1014~1027, 1962.

<p>NAL TR-39 航空技術研究所 高負荷燃焼器の研究 (第1報)</p> <p>1963年2月 22ページ</p> <p>燃焼器の長さを短縮し、熱負荷の高いものを設計するデータをう るため、J-33型燃焼器模型およびその内筒のみを約1/3に短縮し た模型について実験を行ない、定性的なものではあるが次のことが 明らかになった。</p> <p>a) 内筒内側にアニュラ・バツフルをつけると短かい内筒でも長 い内筒の効率に近づけることができる。</p> <p>b) 燃料噴霧粒径は、保炎作用をする1次燃焼領域の空燃比に影 響し、J-33型の場合、燃料流量の多いときには粒径の大きなもの 方が効率がよい。</p> <p>c) 燃料噴霧の衝突するドーム壁温の効果は相当に大きい。</p> <p>d) 入口空気温度には燃焼効率に対し最適値が存在する。</p>	<p>I. 大塚貞吉 鈴木邦男 II. NAL TR-39 III. 621.454</p>	<p>NAL TR-39 航空技術研究所 高負荷燃焼器の研究 (第1報)</p> <p>1963年2月 22ページ</p> <p>燃焼器の長さを短縮し、熱負荷の高いものを設計するデータをう るため、J-33型燃焼器模型およびその内筒のみを約1/3に短縮し た模型について実験を行ない、定性的なものではあるが次のことが 明らかになった。</p> <p>a) 内筒内側にアニュラ・バツフルをつけると短かい内筒でも長 い内筒の効率に近づけることができる。</p> <p>b) 燃料噴霧粒径は、保炎作用をする1次燃焼領域の空燃比に影 響し、J-33型の場合、燃料流量の多いときには粒径の大きなもの 方が効率がよい。</p> <p>c) 燃料噴霧の衝突するドーム壁温の効果は相当に大きい。</p> <p>d) 入口空気温度には燃焼効率に対し最適値が存在する。</p>	<p>I. 大塚貞吉 鈴木邦男 II. NAL TR-39 III. 621.454</p>
<p>NAL TR-39 航空技術研究所 高負荷燃焼器の研究 (第1報)</p> <p>1963年2月 22ページ</p> <p>燃焼器の長さを短縮し、熱負荷の高いものを設計するデータをう るため、J-33型燃焼器模型およびその内筒のみを約1/3に短縮し た模型について実験を行ない、定性的なものではあるが次のことが 明らかになった。</p> <p>a) 内筒内側にアニュラ・バツフルをつけると短かい内筒でも長 い内筒の効率に近づけることができる。</p> <p>b) 燃料噴霧粒径は、保炎作用をする1次燃焼領域の空燃比に影 響し、J-33型の場合、燃料流量の多いときには粒径の大きなもの 方が効率がよい。</p> <p>c) 燃料噴霧の衝突するドーム壁温の効果は相当に大きい。</p> <p>d) 入口空気温度には燃焼効率に対し最適値が存在する。</p>	<p>I. 大塚貞吉 鈴木邦男 II. NAL TR-39 III. 621.454</p>	<p>NAL TR-39 航空技術研究所 高負荷燃焼器の研究 (第1報)</p> <p>1963年2月 22ページ</p> <p>燃焼器の長さを短縮し、熱負荷の高いものを設計するデータをう るため、J-33型燃焼器模型およびその内筒のみを約1/3に短縮し た模型について実験を行ない、定性的なものではあるが次のことが 明らかになった。</p> <p>a) 内筒内側にアニュラ・バツフルをつけると短かい内筒でも長 い内筒の効率に近づけることができる。</p> <p>b) 燃料噴霧粒径は、保炎作用をする1次燃焼領域の空燃比に影 響し、J-33型の場合、燃料流量の多いときには粒径の大きなもの 方が効率がよい。</p> <p>c) 燃料噴霧の衝突するドーム壁温の効果は相当に大きい。</p> <p>d) 入口空気温度には燃焼効率に対し最適値が存在する。</p>	<p>I. 大塚貞吉 鈴木邦男 II. NAL TR-39 III. 621.454</p>

TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962年3月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962年7月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年10月	川井忠彦, 埴武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定と その微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962年11月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田 晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月	松田 勇, 松崎利一
TR-37	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu Wada
TR-38	鋳鉄のような脆性材料からなる円板の 回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963年2月	佐藤和郎, 永井文雄

航空技術研究所報告 39 号

昭和 38 年 2 月 発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川 700
電話武蔵野 (0422) (3)5171 (代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
