

UDC 621.452.32:  
662.613:  
628.512

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-274

航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(III)

—— NO<sub>x</sub> の測定結果 ——

鈴木 邦 男 ・ 斎 藤 隆  
山 田 秀 志 ・ 平 田 宏

1975 年 1 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 航空用ガスタービン燃焼器における 排気制御の研究(Ⅲ)\*

—— NO<sub>x</sub> の測定結果 ——

鈴木 邦 男\*\*・斎 藤 隆\*\*  
山 田 秀 志\*\*・平 田 宏\*\*

## 1. ま え が き

航空機から排出される大気汚染物質の量は、自動車や工場、発電所などから排出される量にくらべて少なく、現在のところ、広域的な大気汚染源としては問題が少なくないと考えられる。しかし、空港における排出密度は低いとはいえず、実際に、空港周辺地区では大きな問題になっている。また、航空機の大型化にともない大気汚染物質の排出量の増加が予想され、排出低減化が重要な課題になっている。これを受けて米国環境保護庁(EPA)では73年7月、航空機および航空機エンジンからの排出規制を公布した。また、国際民間航空機機構(ICAO)でも、排出規制の検討を開始している。

ジェットエンジン排気中の大気汚染成分として低速回転時の炭化水素、アルデヒド、一酸化炭素および高速回転時の窒素酸化物(NO<sub>x</sub>と略記)、煙が主要なものと考えられている。このうち、NO<sub>x</sub>低減化は、もっとも困難なことと思われ、ジェットエンジンからの排出低減化の第1段階としてNO<sub>x</sub>に着目し、各種のバーナについて測定を行なった。この結果、類似した作動条件で、NO<sub>x</sub>排出レベルは、NO/NO<sub>x</sub>濃度比の小さなものほど低い傾向をもつことが示され、NO/NO<sub>x</sub>濃度比を検討することが、NO<sub>x</sub>排出低減化につながることを判明した。これから考えられるNO<sub>x</sub>排出低減化対策は、これまでに公表されている内容とほぼ一致するが、このNO/NO<sub>x</sub>濃度比から改善の程度や限界を評価することのできる点が有利である。

## 2. 高温燃焼ダクトによるNO<sub>x</sub>排出の測定

### 2.1 実験の目的

実用化されているジェットエンジンは、ほとんどすべて液体燃料を用い、これを微粒化または部分的に気化した状態で燃焼器内に噴射している。この場合、噴射された燃料は、蒸発、空気や高温燃焼ガスとの混合、着火、燃焼という過程を経る。このため、局所的に、また時間的に燃焼条件が変化し、空間的および時間的に平均された試料の分析結果からNO<sub>x</sub>の生成などを解析することは、きわめてむずかしい。この単純化をはかるため、予混合気バーナを試作して実験した。これでは、燃料の蒸発、分散、空気との混合の過程を除くことができる。また、均一な燃焼を行なわせることが容易で、分析試料の採取が容易になり、基礎的な資料を得るのに有利な方法といえる。これによって、NO<sub>x</sub>濃度の空燃比や流速(滞留時間に対応)に対する依存性を調べる。

### 2.2 予混合バーナ模型

バーナ模型としては、一次元模型を想定したものとしたが、平面火炎では、実際の燃焼器内で起きている燃焼のように、ある容積内で均質反応に近い反応を行なう形とことなるため、主流方向に数10mmの反応帯をもつ形のバーナを考えた。

試作したバーナ模型は、断面130×100mmの矩形ダクトに多孔バーナ板を取付けたものである(図1)。バーナ板は、厚さ10mmのステンレス材で、これに4.2mmφの孔をピッチ14mmであけた。この寸法は、液体燃料噴霧を用いた保炎実験から選定したものである。開口面積比は0.163になる。バーナ板の過熱を防ぐため、まわりを冷却水で冷却する。

### 2.3 実験装置および実験条件

当所原動機部の罐形燃焼器試験設備の大気圧試験系を

\* 昭和49年10月29日 受付  
\*\* 原動機部

用いて実験した。この試験設備の能力は、ほぼ次の通りである。

バーナ入口空気圧力：最大  $0.3 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$

バーナ入口空気温度： $30 \sim 50^\circ \text{C}$

空気流量：最大  $0.3 \text{ kg/s}$

プロパン供給量：最大  $0.03 \text{ kg/s}$

なお、燃料のプロパンは、市販の純度 98 % 以上のものである。

燃焼実験は、バーナ出口を大気解放で行ない、最大空気流量として  $0.25 \text{ kg/s}$  までとったが、このときのバーナ入口空気圧力は、 $600 \text{ mmAq}$  程度であった。バーナ入口空気温度は、ほぼ  $30^\circ \text{C}$  一定とした。空気流量を一定に保ち、燃料流量をかえて燃料-空気当量比をかえ、測定を行なった。

## 2.4 実験結果

### 2.4.1 火炎の様子、その他観察事項

はじめ、バーナ板のみを取付け、まわりを大気開放にした観察に容易な状態で燃焼実験を行なった。しかし、この条件では、バーナ板からの混合気噴流がまわりの空気を誘引してバーナ周辺部の火炎が不安定になるか吹消え、バーナ板全体について一様な安定した火炎を得ることができなかった。図 1 に示したダクト付の状態では、ほぼ一様な火炎が形成された。このときの火炎の様子はバーナ孔から青色の柱状火炎が生じ、そのまわりおよび下流側に薄い紫色の火炎がみられた。この柱状火炎の長さは  $60 \sim 80 \text{ mm}$  である。図 2 に火炎の様子をスケッチして示す。一様な薄い紫色火炎の長さは、実験条件によってかわり、また限界がはっきりしないが、当量比  $\phi \sim 1$  のとき、バーナ板から  $25 \sim 28 \text{ cm}$  ほどある。この火炎の様子は、液体燃料噴霧-空気混合気の場合と似ている。ただし、同様な火炎状態に対応する、液体燃料のときの当量比は小さかった。

$\phi = 1.16 \sim 1.18$  の燃料過濃側で、 $2000 \text{ Hz}$  付近と思われる鋭い音を発する振動燃焼が起きた。しかし、特に

防止対策はとらずに実験を進めた。

実験中、バーナ板の過熱、焼損はみられなかった。バーナ板下流側に取付けた出口ダクトは赤熱し、変形するため、アスベスト布をまき、水を注いで冷却した。

### 2.4.2 予混合バーナの火炎安定限界

空気流量を一定に保ち、燃料流量をかえて、火炎の安定限界を求めた。燃料希薄側の吹消限界を図 3 に示す。図 3 の縦軸には、流量係数を 1.0 とした場合のバーナ孔部分の平均流速をとった。この流速で比較したフレームホルダの実験例も併記した。図 3 から判断すると、このバーナ板の火炎吹消特性は、バーナ孔のない部分の幅をもつフレームホルダのそれとほぼ同程度といえよう。

燃料過濃側の火炎吹消えは、当量比  $\phi \sim 2$  付近で起きると推定されたが、ダクト出口でまわりの空気により拡散炎を生じ、バーナ板上の火炎の吹消えが確認できなかった。

### 2.4.3 予混合バーナの燃焼負荷率

バーナ面積あたりの燃焼負荷率は、 $\phi = 1$  の状態で  $3.6 \times 10^7 \text{ kcal/m}^2 \text{ h}$  まで実験した。バーナ室の長さを  $150 \text{ mm}$  にとると、容積あたりの燃焼負荷率は  $2.4 \times 10^8 \text{ kcal/m}^3 \text{ h}$  となる。このバーナの圧力損失を図 4 に示す。バーナの圧力損失は、バーナ孔部分の速度成分がすべて消費されてしまうと仮定した値とよく一致する。

### 2.4.4 予混合バーナ出口の $\text{NO}_x$ 、 $\text{O}_2$ 濃度

ダクト断面中央部の、バーナ板から  $150 \text{ mm}$  下流位置に水冷のステンレス鋼製試料採取管を設置し、試料を採取して分析した。分析計には、次のものを用いた。

$\text{NO}$ 、 $\text{NO}_x$ ：化学発光式窒素酸化物濃度測定装置

(柳本製作所製、ECL-7)

$\text{NO}_2$ ：非分散型紫外線分析計(堀場製作所製)

$\text{O}_2$ ：ダムベル型磁気式酸素計(Servomex 製、OA 137)

測定したガス成分の濃度は、空気流量をかえても実験した範囲内(流量比  $1 : 2.1$ )でほとんどかわらず、主

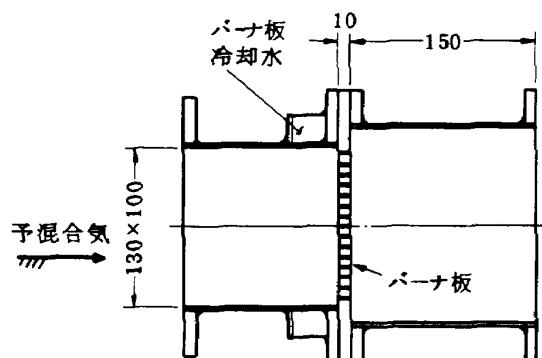


図1 予混合バーナ模型

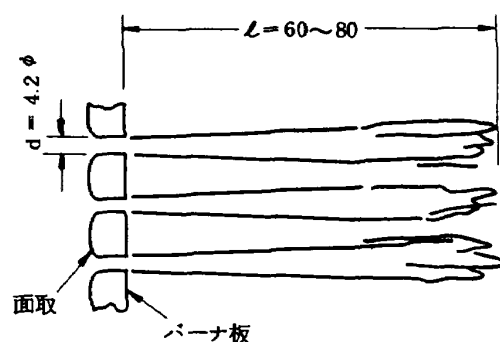


図2 バーナ火炎の様子

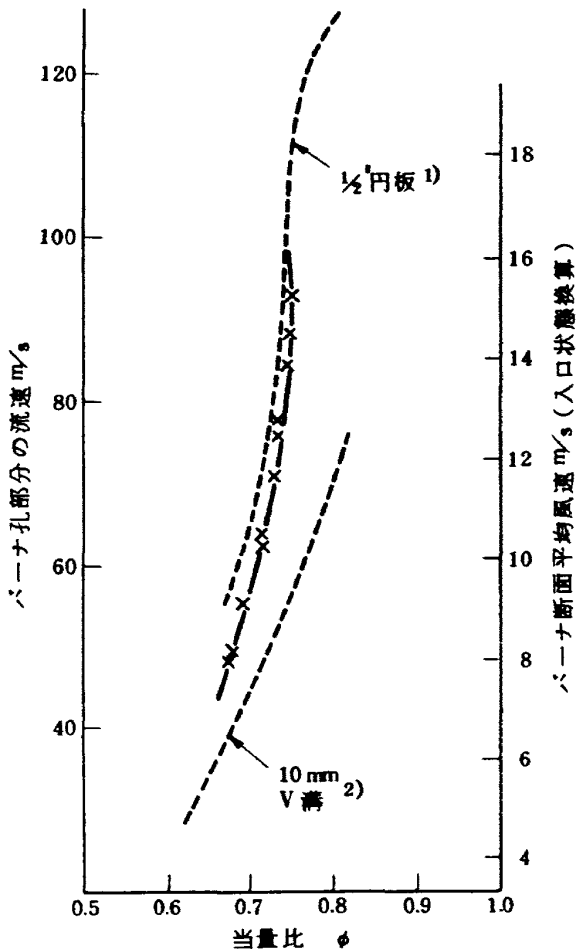


図3 希薄側の火炎安定限界 (1), 2)は参考文献の番号)

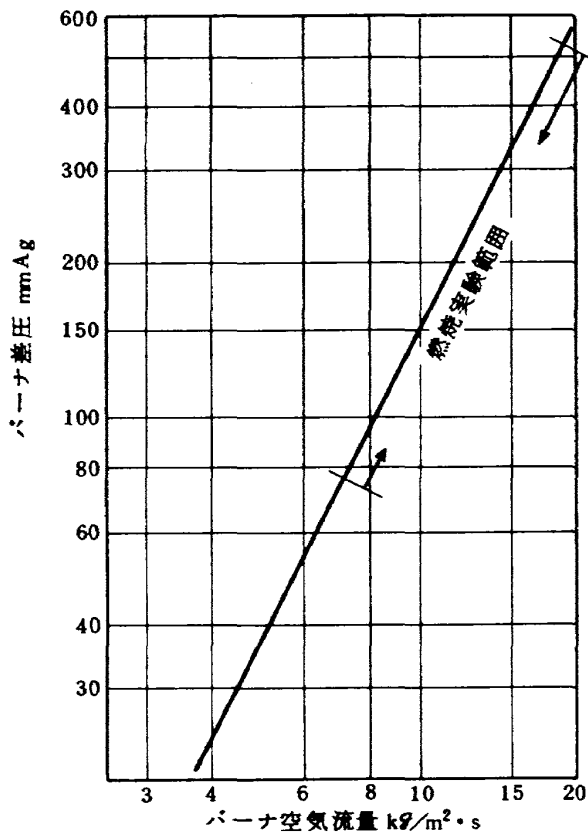


図4 バーナの圧力損失

に当量比に依存していた。

測定位置における当量比のチェックの意味で測定した残留酸素濃度- $\phi$ のグラフを図5に示す。ほぼ理論線にのり、当量比に関する誤差などは少ないと判断される。

図6は、NO濃度の測定結果である。NO濃度は $\phi$ とともに増加し、計算上減少する $\phi > 1$ の範囲でも実験した $\phi \sim 1.15$ 付近までは増加の傾向を示している。図7は非分散型紫外線分析計(NDUV)で測定したNO<sub>2</sub>濃度を示したものである。NO<sub>2</sub>濃度は、 $\phi$ とともに増加するが、 $\phi > 1$ で急激に減少し、 $\phi \sim 1.15$ で零になる。化学発光式分析計(CLD)から求めた[NO<sub>x</sub>]-[NO]値とNDUVの[NO<sub>2</sub>]値とは、 $\phi < 1$ ではほぼ一致する。NO<sub>2</sub>換算のNO<sub>x</sub>排出指数を図8に示す。このバーナの火炎温度は、直接測定はしていないが、1500～2000℃と推定され、この温度からみると排出指数は、相当地低い値といえる。

[NO<sub>x</sub>] = [NO] + [NO<sub>2</sub>]としてNO/NO<sub>x</sub>濃度比をとったものを図9に示す。NO/NO<sub>x</sub>濃度比は、 $\phi$ とともに増加し、 $\phi = 1$ のときNO/NO<sub>x</sub>  $\sim 0.67$ 、 $\phi \geq 1.15$ で1となる。NO<sub>2</sub>濃度は残留酸素濃度と関係があると考えられるため、NO/NO<sub>x</sub>濃度比と[O<sub>2</sub>]とのグラフを描いた(図10)。これによると、0.5%でも残留酸素のある状態では、NO<sub>2</sub>は相当にあることになる。

NO<sub>x</sub>排出低減化に対し、このバーナの測定結果を基にすると図8から、燃料希薄側での燃焼が有利であり、こ

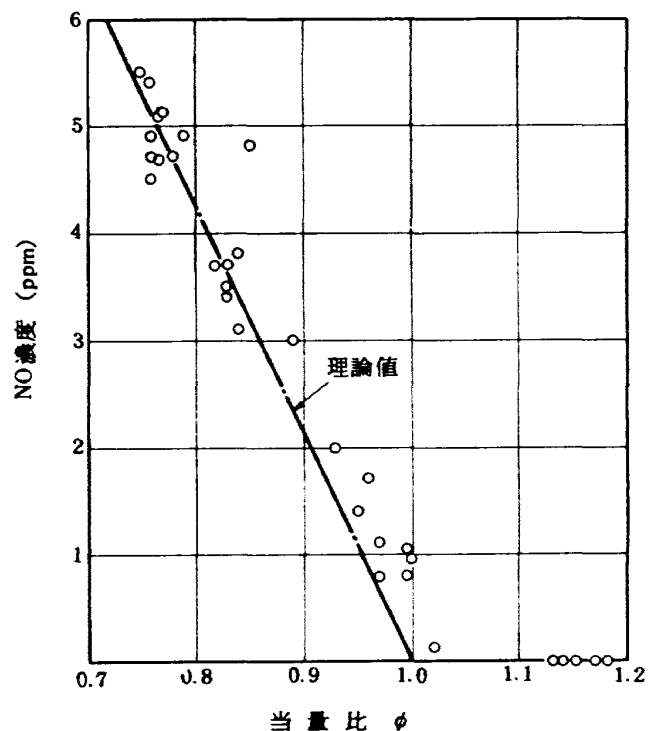


図5 残留酸素濃度

のとき図9から、 $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比が小さくなるといえる。

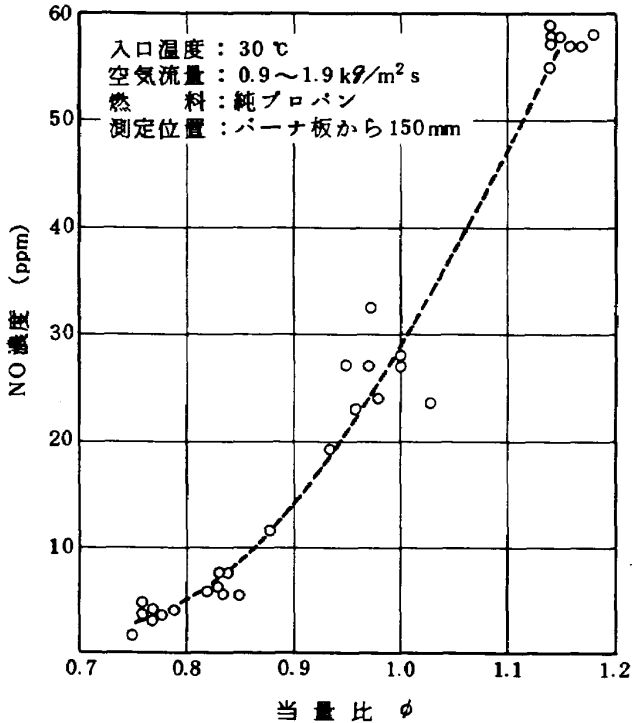


図6 NO排出濃度測定値

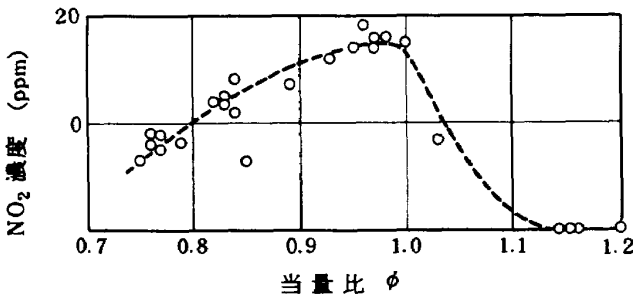


図7 NO₂濃度測定値

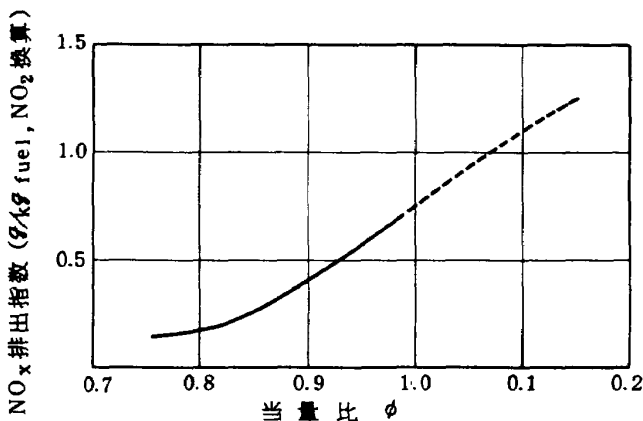


図8 NO<sub>x</sub>排出指数

### 3. アニウラ形燃焼器模型によるNO<sub>x</sub>の測定

#### 3.1 燃焼器模型

この実験に用いた燃焼器模型の要目を表1に示す。これは、高圧形燃焼器で、最大断面平均風速を比較的低くとり、ライナ壁面の冷却を充分に行なう形式である。一次空気流入用のスワールには、ライナ全開口面積の28%に達する大型のものを用いているが、出口温度分布や振動燃焼などの点から、実際に流入させている空気量は、開口面積比より少ないと見積られる。燃料噴射弁は、実機と同一性能のものであるため、本実験条件では、燃料噴射圧力が低く、噴霧粒径が大きくなっている。

#### 3.2 実験装置および実験条件

実験装置は、当所原動機部の円環形燃焼器試験設備を用いた。実験条件は、次の通り。

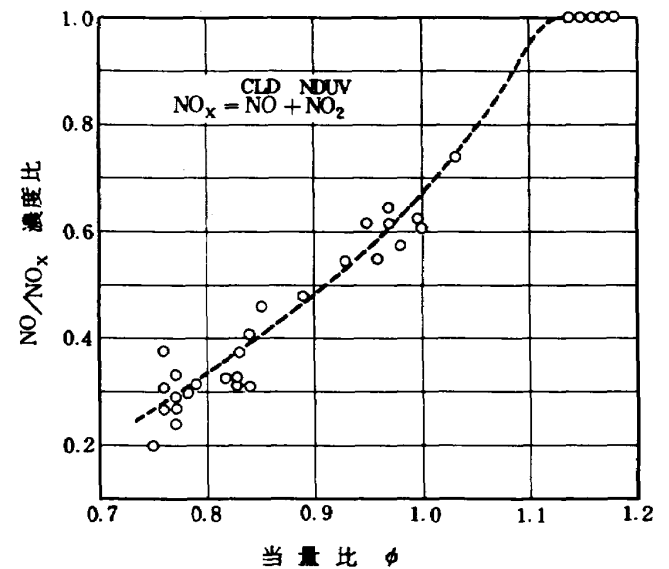


図9 NO/NO<sub>x</sub>濃度比

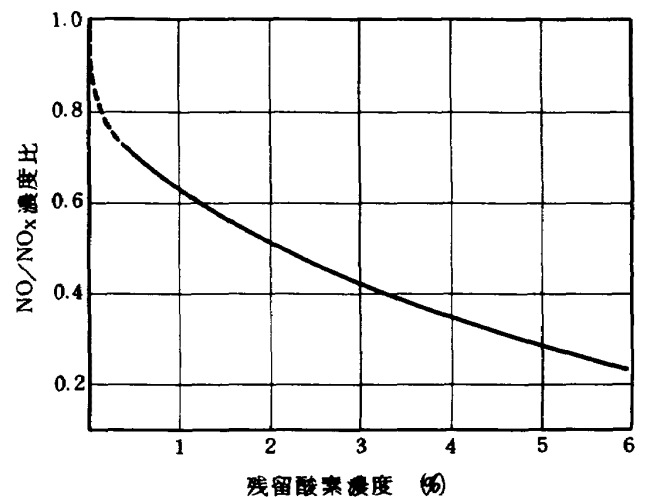


図10 NO/NO<sub>x</sub>比と残留炭素濃度

表1 供試燃焼器要目

項 目	数 値 , 形 式
ラ イ ナ 形 式	直流アニュラ形
ラ イ ナ 幅	80 mm
ライナ有効長さ	250 mm
燃料噴射方式	うず巻形, デュアル オリフィス16個
一次空気流入法	混流スワロー
設計点の最大断面平均風速	19 m/s
設計点空燃比	55(燃空比にして0.182)
燃 焼 負 荷 率	(約) $3.9 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \text{ hatm}$

燃焼器入口空気温度: 60 ~ 130 °C

燃焼器入口空気圧力: 1.8 ~ 2.7 kg/cm<sup>2</sup> abs.

最大断面平均風速: 6 ~ 17 m/s

空 燃 比: 46 ~ 100

使 用 燃 料: Jet A-1

### 3.3 燃焼器の性能

#### 3.3.1 燃焼効率特性

排気分析時に測定した燃焼効率を図11および図12に示す。最大断面平均風速の小さな条件では、空気流量の測定誤差が大きく、燃焼効率値が他の2条件にくらべて異状である。しかし、傾向として風速を高めたとき燃焼効率の低下する特性が判明する。また、入口空気圧力の高いときのほうが燃焼効率は改善されている。入口圧力 1.8 kg/cm<sup>2</sup> abs のとき燃焼効率値のやや低いことが NO<sub>x</sub> の排出に何らかの影響を与えることは、充分に考えられるが、一応この状態でガス分析を行なった。

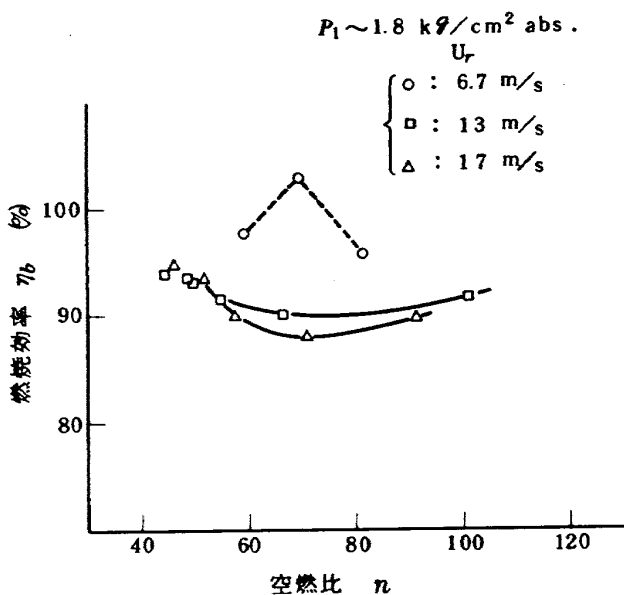


図11 アニュラ形燃焼器模型の燃焼効率(I)

#### 3.3.2 出口温度分布

出口温度の均一性を示す値として、出口温度測定点64点の標準偏差を求めた。これを図13および図14に示す。図13からは、標準偏差σが平均温度上昇に比例し、最大断面平均風速の大きなきほど大きくなる傾向が明らかである。これに対し図14の測定点はばらつきが大きい。この図に示されている  $\Delta t \sim 650 \text{ deg C}$  付近のピークは計測誤差などによるものでなく、燃焼状況の変化によるものと推定されるが原因は、明らかでない。この位置は、空燃比にして  $n \sim 57$  付近に対応する。燃焼効率特性には、図12に示すように、このような特異性は見当たらない。

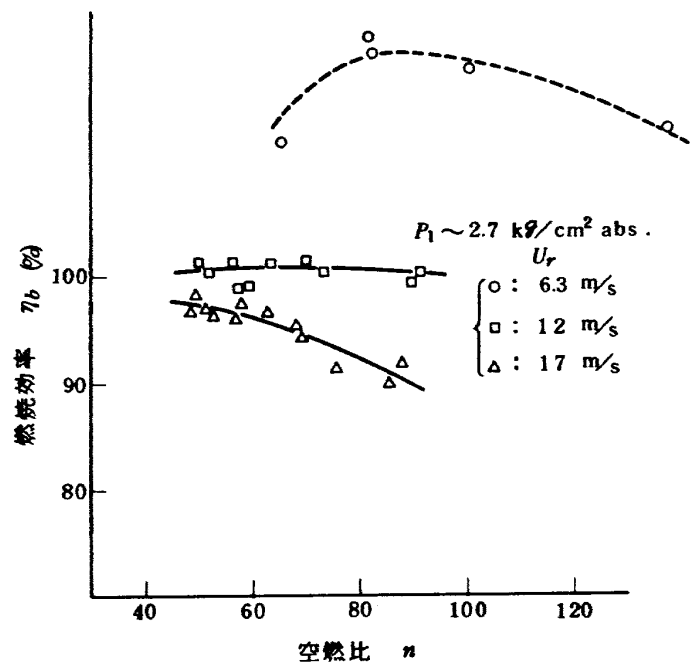


図12 アニュラ形燃焼器模型の燃焼効率(Ⅱ)

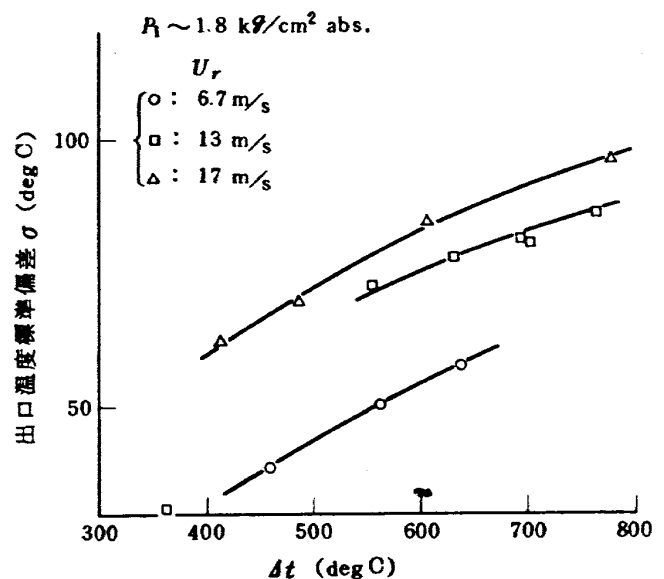


図13 アニュラ燃焼器模型の出口温度標準偏差(Ⅱ)

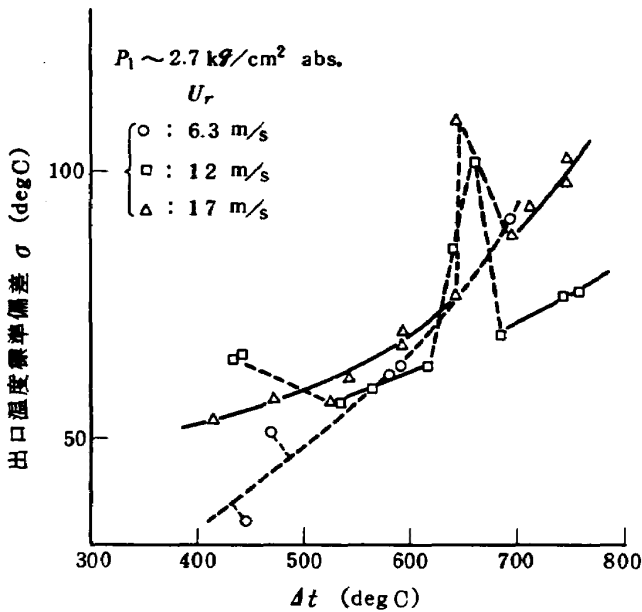


図 14 アニュラ形燃焼器模型の出口温度標準偏差 (II)

### 3.3 火炎の様子

入口空気圧力  $P_1 \sim 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  のとき、最大断面平均風速  $U_r \sim 6.7 \text{ m/s}$  では、ほぼ輝炎、 $U_r \sim 13 \text{ m/s}$  ではやや透明なピンク系の色の火炎、 $U_r \sim 17 \text{ m/s}$  では橙色の火炎が観察された。 $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  のとき、 $U_r \sim 6.3 \text{ m/s}$  では輝炎、 $U_r = 12 \sim 17 \text{ m/s}$  では白みを帯びた輝炎になっていた。 $P_1 = 1.8 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  で平均温度上昇値を  $\Delta t \geq 700 \text{ deg C}$  とすると、火炎は、やや紫がかった。

火炎長さは、風速を低下するほど、平均温度上昇を大きくするほど、長くなる傾向をもつ。入口空気圧力の影響は、本実験範囲程度では現われない。 $U_r = 12 \sim 17 \text{ m/s}$  のとき  $\Delta t \sim 650 \text{ deg C}$  付近で、火炎はライナ長さ 1 ばいになり、これにより温度を高めると、ライナ出口から線状の火炎が出てくる。しかし、 $\Delta t \sim 750 \text{ deg C}$  にしても、いちぢるしい量の火炎は出ない。 $U_r \sim 6 \text{ m/s}$  付近では、 $\Delta t \sim 500 \text{ deg C}$  程度で、火炎長さはライナ 1 ばいになる。この場合も、 $\Delta t \sim 650 \text{ deg C}$  付近まで、ライナ出口からいちぢるしい量の火炎はでない。逆に、 $\Delta t$  値を小さくすると、 $\Delta t \sim 400 \text{ deg C}$  付近まで火炎は短くならないが、これより小さくすると、急激に短縮される。

振動燃焼は、実験した範囲内では、現われなかった。

### 3.4 NOx の測定結果

#### 3.4.1 測定法

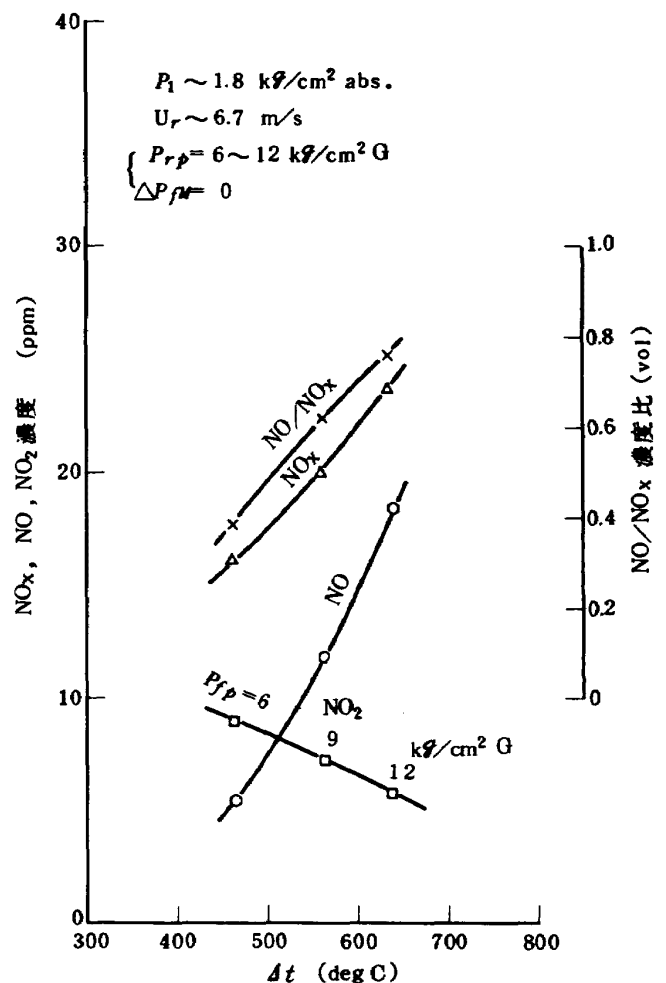
燃焼器出口の計測座にステンレス鋼製の水冷式試料採取管を取付けた。試料採取管は 1 孔で、出口断面の半径方向中央位置に、 $180^\circ$  間隔に 2 箇所設置した。試料ラインは、全長約 8 m の外径 8  $\phi$  / 内径 6  $\phi$  テフロンチュー

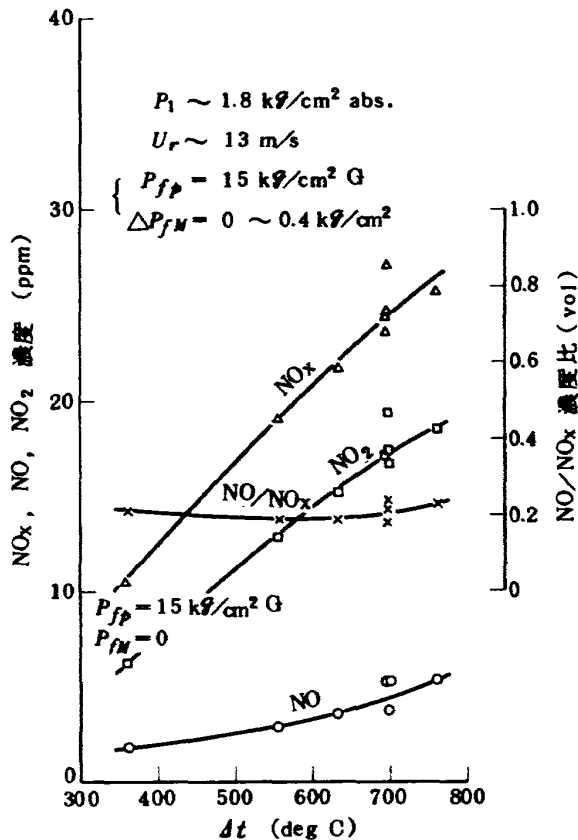
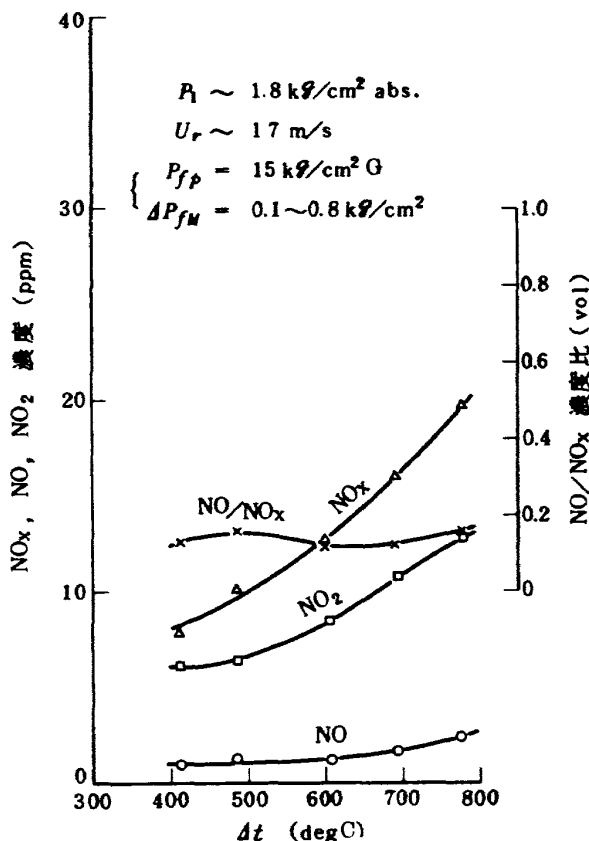
ブで、非加熱状態である。測定器は、2.4.4 節で述べたものと同一である。ただし、酸素濃度は空燃比でほぼ一義的に決まってしまう、また、15% 以上と高濃度なのでこれから  $\text{NO}_x$  濃度との関連を調べることはできず、測定を省略した。測定は、各試料採取管毎に切換えて行ない、測定値の平均をとった。

#### 3.4.2 測定結果

##### (1) 入口空気圧力 $P_1 \sim 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$ の結果

最大断面平均風速  $U_r = 6.7 \text{ m/s}$  の測定結果を図 15 に、 $U_r = 13 \text{ m/s}$  のときのものを図 16 に、 $U_r = 17 \text{ m/s}$  のときのものを図 17 に示す。図中の  $P_{fp}$  は、燃料噴射弁のプライマリノズル燃料圧力、 $P_{fs}$  はセコンダリノズル燃料圧力を示す。同一燃料圧力時における燃料流量は、プライマリよりセコンダリのほうがはるかに多い。したがって、セコンダリノズルを開くことにより、燃料噴霧粒径はプライマリのみのときより大きくなる。 $U_r = 6.7 \text{ m/s}$  ではプライマリのみで実験しているので、これ以上の風速のセコンダリを開いた場合と  $\text{NO}_x$  排出特性のことなることが考えられる。図 15 と図 16 には、この噴霧粒径の影響も

図 15 アニュラ形燃焼器模型の  $\text{NO}_x$  測定結果 (I)

図16 アニュラ形燃焼器模型のNO<sub>x</sub>測定結果(Ⅱ)図17 アニュラ形燃焼器模型のNO<sub>x</sub>測定結果(Ⅱ)

含まれている。NO<sub>x</sub>濃度は、平均温度上昇にほぼ比例しているが、そのレベルは、 $U_r$ の大きなきのほ  
うが低い。また、NO/NO<sub>x</sub>濃度比も  $U_r$ の大きなき  
のほ方が小さい。

#### (2) 入口空気圧力 $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$ の結果

最大断面平均風速  $U_r = 6.3 \text{ m/s}$  の測定結果を図18  
に、 $U_r = 12 \text{ m/s}$  のものを図19に、 $U_r = 17 \text{ m/s}$ の  
ものを図20に示す。図18には、プライマリノズル  
のみを用いた場合と、セコンダリノズルを開いたと  
きの差異を示すものがある。これで見ると、燃料噴  
霧の影響は、風速の効果をかえるほどではないと推  
定される。全般に傾向は、 $P_1 = 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  の  
結果と似ているが、濃度レベルは  $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2$   
abs. のときのほうが高い。

#### (3) NO<sub>x</sub> 排出指数

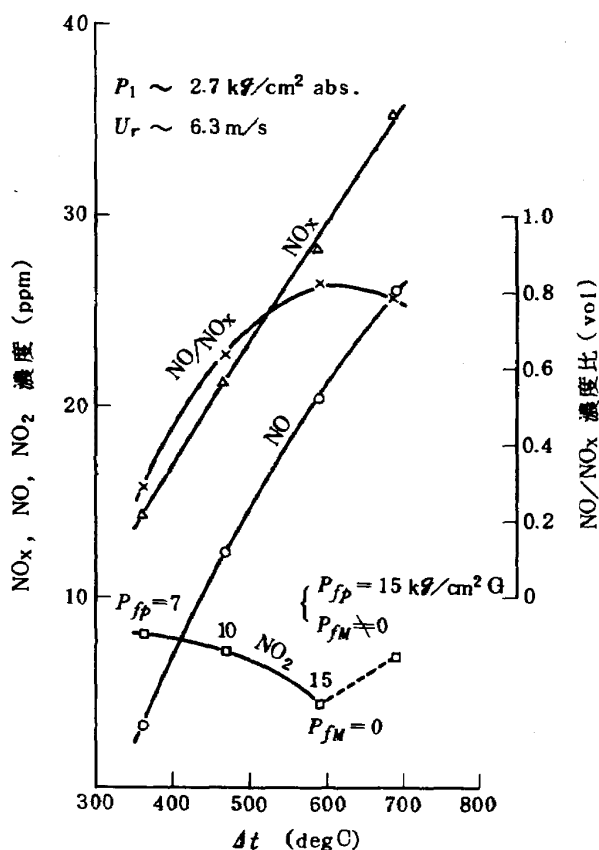
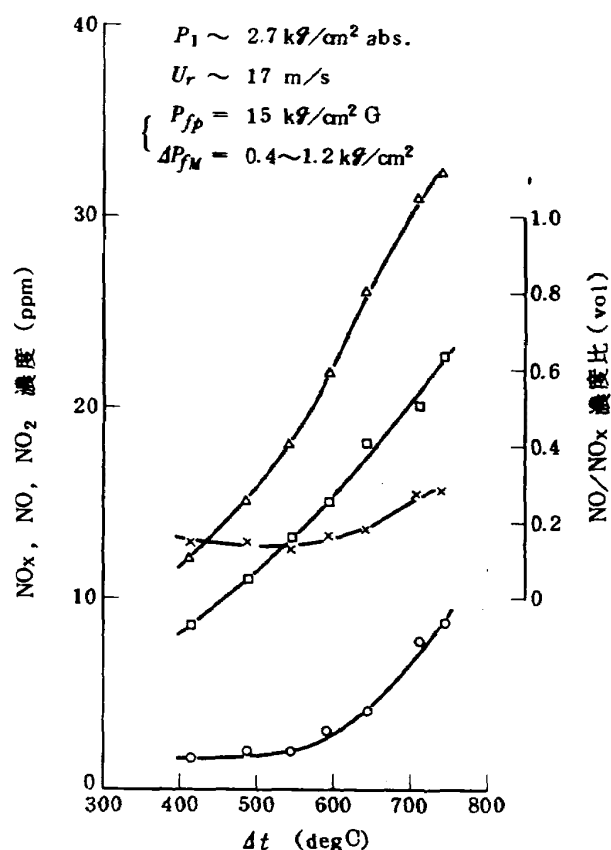
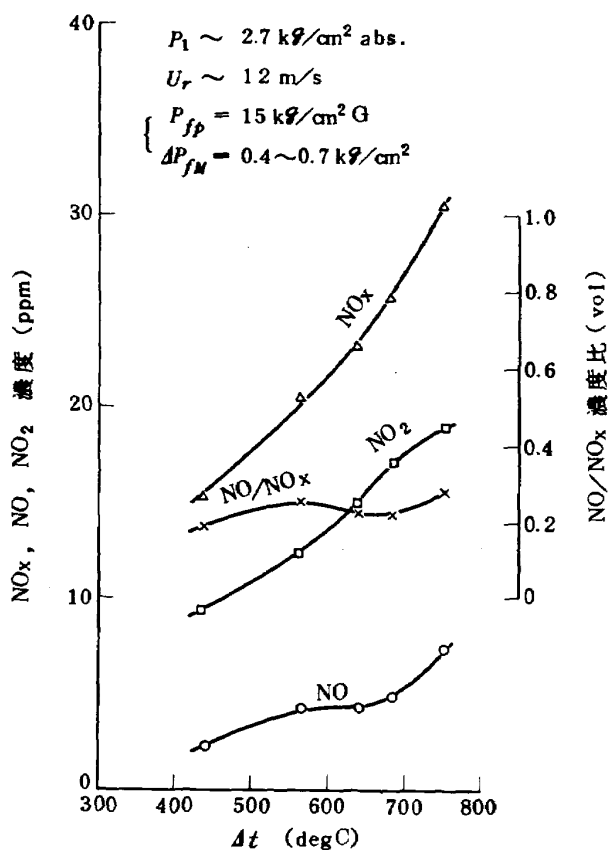
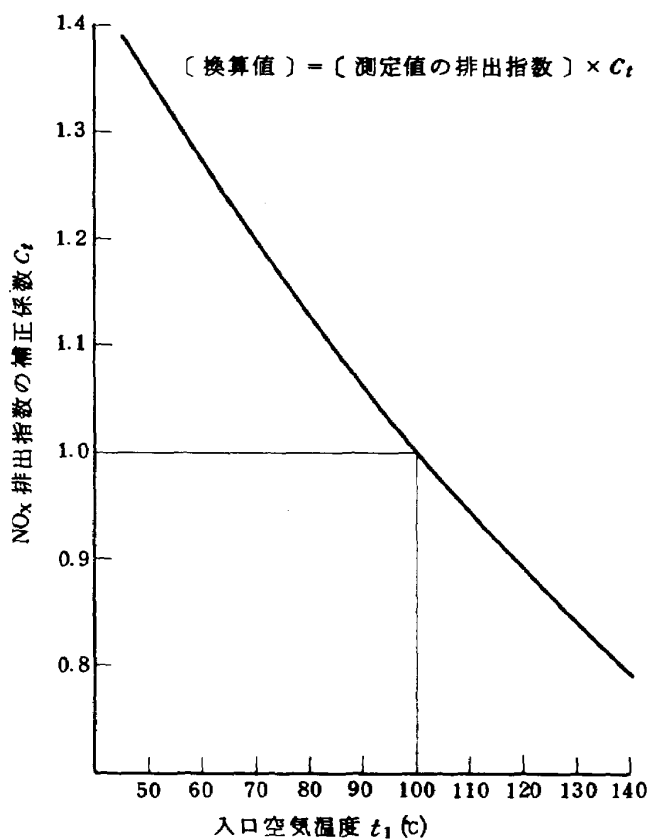
NO<sub>x</sub>の排出に対し、入口空気温度の影響が大きい  
といわれる。そこでガスタービンエンジンの実測デ  
ータをもとに作られた図21の補正<sup>8)</sup>を行ない、入  
口空気温度  $t_1 = 100^\circ\text{C}$  の状態に換算した。前の図15  
～図20のデータの計算結果を図22および図23に示  
す。図22には、平均温度上昇  $\Delta t$  をかえても排出指  
数には、大きな変化はなく、風速を高めるほど、排  
出指数の低下することが示されている。図23によ  
ると、 $U_r \sim 17 \text{ m/s}$  の場合、 $\Delta t$  増加とともに排出指数  
も増加し、 $U_r \sim 12 \text{ m/s}$  の場合とNO<sub>x</sub>排出指数の差が  
なくなる。この傾向は、図22にもみられる。これは、  
ある条件によっては、風速を増加させてもNO<sub>x</sub> 排  
出指数の低下に限界のあることを示している。

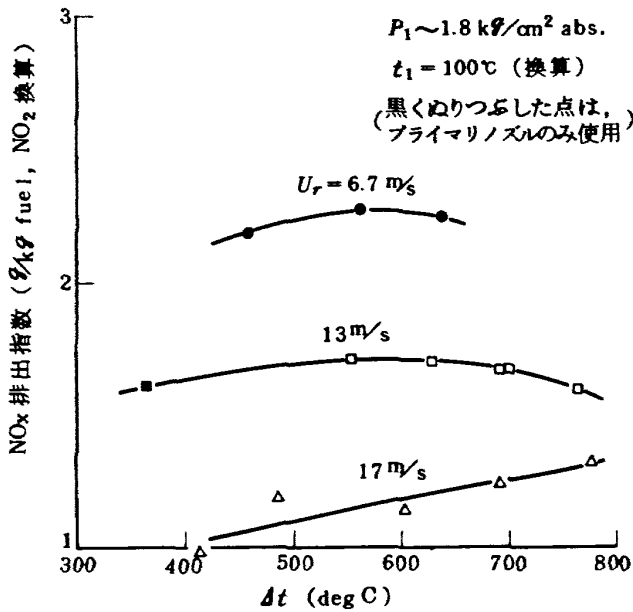
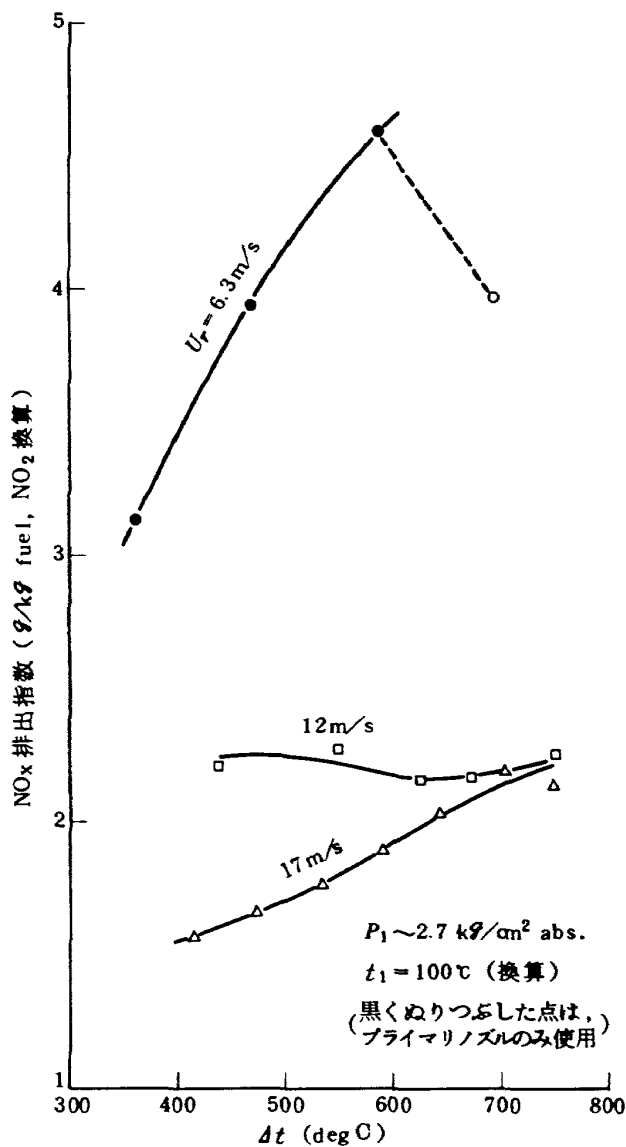
#### (4) NO/NO<sub>x</sub> 濃度比

測定値のNO/NO<sub>x</sub>濃度比を図24および図25に  
示す。これらと図22、図23と対応のあることがわ  
かる。風速  $U_r \sim 6 \text{ m/s}$  のとき、平均温度上昇増加に  
ともないNO/NO<sub>x</sub>濃度比が増加するが、 $U_r = 12$   
～ $17 \text{ m/s}$ では、温度上昇にあまり依存しないで[NO  
/NO<sub>x</sub>]  $\sim 0.2$ にある。

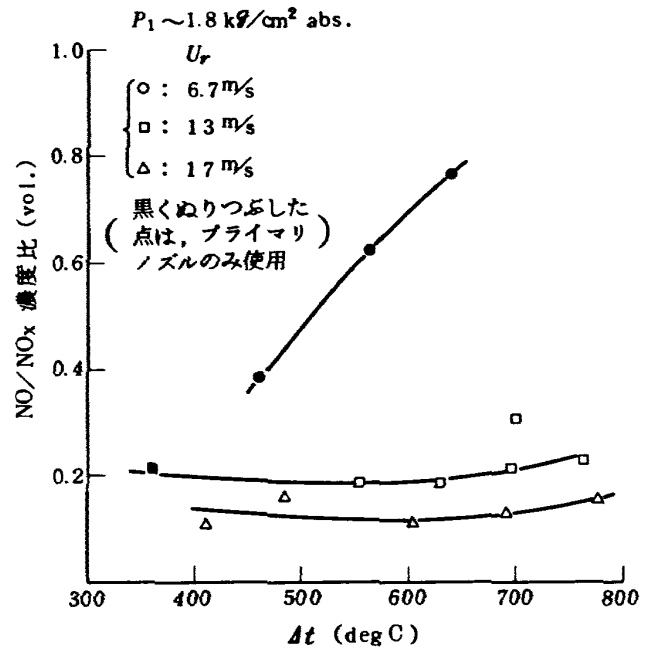
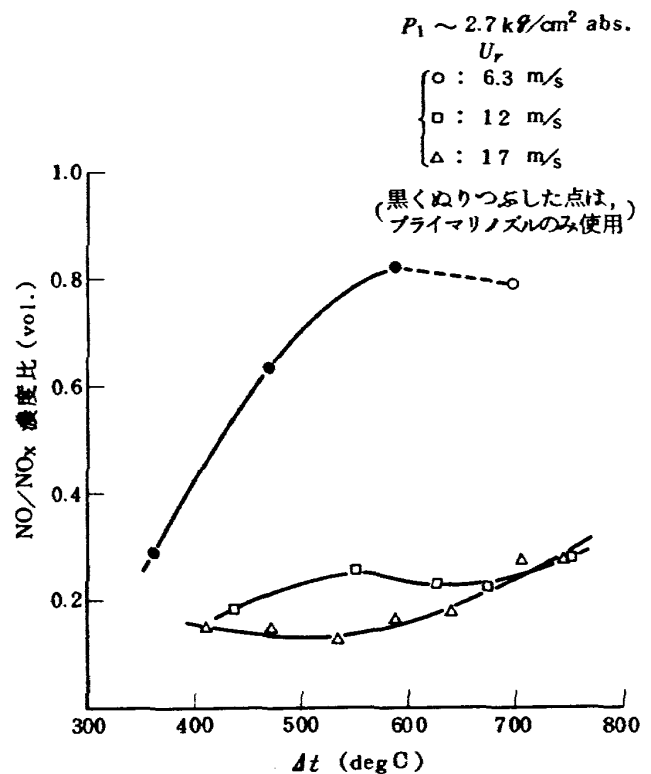
このNO/NO<sub>x</sub>濃度比について、さらに、風速の  
影響を調べたものを図26および図27に示す。図26  
と図27はあまり差がなく、NO/NO<sub>x</sub>濃度比につ  
いては圧力の影響は少ない。風速を高めると同一温度  
上昇値に対して、NO/NO<sub>x</sub>濃度比は低下するが、  
[NO/NO<sub>x</sub>]  $\sim 0.2$ まで低下すると、あとは風速を  
増してもあまり効果がない。

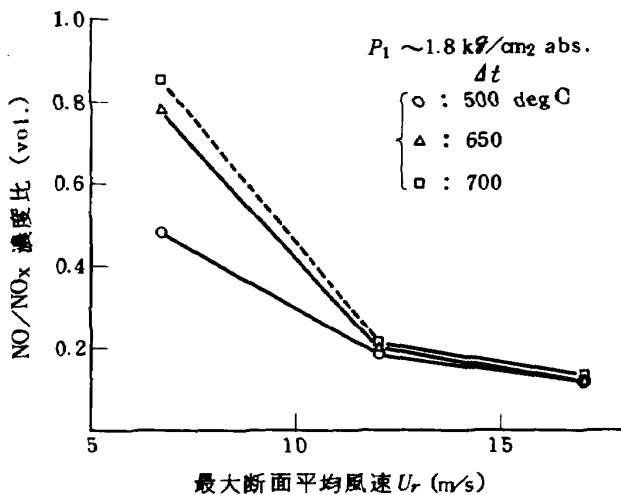
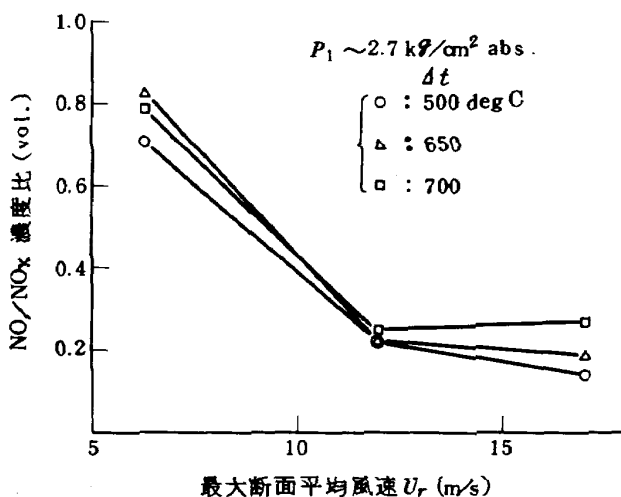
予混合バーナのNO/NO<sub>x</sub>濃度比を示す図9によ  
ると、[NO/NO<sub>x</sub>]  $\sim 0.2$ は、燃料-空気当量比に  
して  $\phi \sim 0.7$ となり、これは図3に示すように燃料

図 18 アニュラ形燃焼器模型の $\text{NO}_x$ 測定結果 (V)図 20 アニュラ形燃焼器模型の $\text{NO}_x$ 測定結果 (VI)図 19 アニュラ形燃焼器模型の $\text{NO}_x$ 測定結果 (V)図 21 入口空気温度による $\text{NO}_x$ 排出指数の補正係数<sup>8)</sup>


 図 22  $P_1 \sim 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  状態の  $\text{NO}_x$  排出指数

 図 23  $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  状態の  $\text{NO}_x$  排出指数

希薄側火炎吹消え限界に近い値である。噴霧燃焼では、図 26 に示すように  $[\text{NO}/\text{NO}_x] < 0.2$  の値も測定されており、予混合燃焼の場合とことなる点が見られる。


 図 24  $P_1 \sim 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  状態の  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比

 図 25  $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$  状態の  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比

図 26 NO/NO<sub>x</sub> 濃度比と最大断面平均風速 (I)図 27 NO/NO<sub>x</sub> 濃度比と最大断面平均風速 (II)

に 30 mm 挿入した場合、40 mm 挿入した場合を行ない、合せて 3 種の条件にて測定した。分析系統を図 30 に示す。試料ラインは、非加熱式である。NO<sub>x</sub>濃度の測定に CLD を用いているため、現状では、測定精度が必ずしも高いといえない。

#### 4.1.3 測定結果

NO および NO<sub>x</sub> について測定した結果を図 31 に示す。試料採取管の差に基く測定値の差は、エンジン各運転毎の測定値のばらつきの範囲内にはほとんど入っているが、面積平均の 4 孔の採取管で測定した NO 濃度のみ、他の条件で測定したものより多くでている。これは、排気ノ

表 2 JR100 の要目

項 目	数 値 , 形 式
定 格 推 力	1530 kg
圧 力 比	3.9
タービン入口温度	850 °C
バイパス比	0
空 気 流 量	27.5 kg/s
燃 焼 器 形 式	直流アニュラ形
燃 料 噴 射 弁	うず巻形(デュアルオリフィス)16個
ラ イ ナ 幅	134 mm
ライン有効長さ	320 mm
一次空気流入法	大形混流スワロー
設計点の最大断面平均風速	33 m/s
燃 焼 負 荷 率	(約) $0.8 \times 10^8 \text{ kcal/m}^2 \text{ h atm}$

## 4. ジェットエンジンの排気測定例

### 4.1 JR100 エンジンの NO<sub>x</sub> 測定結果

#### 4.1.1 JR100 の要目

JR100 は、V/STOL 機用のリフトエンジンとしての用途を対象にしたもので、極度の軽量化を行ない、燃焼器として高風速、高燃焼負荷率の特性をもたせている。燃焼器を主にした要目を表 2 に示す。

図 28 に燃焼器の作動状態を示す。

#### 4.1.2 NO<sub>x</sub> 測定系

試料採取管は、エンジンの排気ノズル出口断面に取付けた。試料採取管は、はじめ 2 φ 孔を 4 か所等断面積位置にあげた外径 8 φ / 内径 6 φ のステンレス鋼の管を用いたが(図 29)、エンジンへの取付方法に難点が見出され(エンジンの振動が増加した。), のち 8 φ / 6 φ 管を 90° 折曲げたものを用い、排気ノズル外周から半径方向

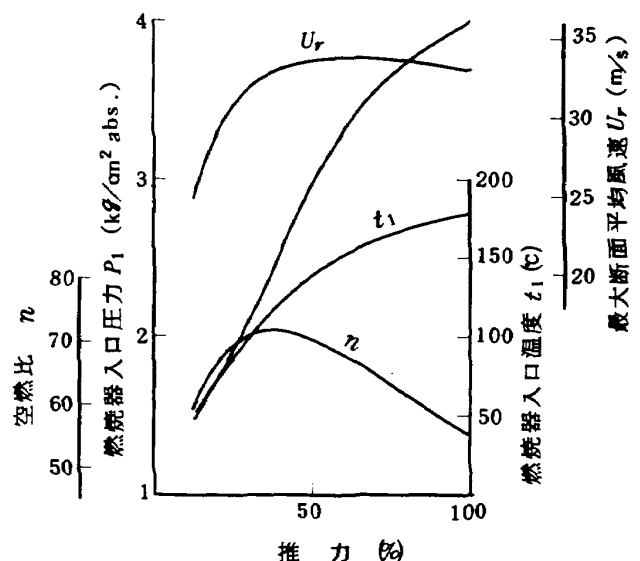


図 28 JR100 作動状態

ズル出口の濃度分布に基くものと考えられるが、明らかでない。

図 32 は、図 31 の平均値から  $\text{NO}_x$  排出指数を求めたものである。推力比 70 % 以上ではあまり変化がなく、2.0 ~ 2.1  $\text{g/kg fuel}$  となっている。JR100 の場合、図 28 に示すように、推力比 > 70 % の範囲は  $U_1$  ~ 一定、 $t_1$  および  $P_1$  増加、 $n$  ~ 減少の範囲になり、 $\text{NO}_x$  排出指数は、前記の実験結果から判断して、増加する傾向をもつはずである。図 31 の推力比 85 % の条件の測定精度が傾向をかえるほど悪くなければ、この結果は、JR100 燃焼器の特異性を示すことになる。

## 4.2 試作ターボファンの $\text{NO}_x$ 測定結果

### 4.2.1 試作ターボファンの要目

前節の JR100 の結果と比較することを目的に、試作ターボファンの排気を測定した。測定は全部で 3 回行な

ったのみで、精度は高くないが、傾向を知るうえには充分と考えられる。

表 3 に、このエンジンの要目を、図 33 に燃焼器作動状態の概要を示す。燃焼器は、表 1 とほぼ同一である。JR100 より圧力比が高く、燃焼器の最大断面平均風速の低いことが、対称的である。

表 3 試作ターボファンの要目

項 目	数 値
定 格 推 力	4500 $\text{k}\Phi$
圧 力 比	16.5
タービン入口温度	1080 $^{\circ}\text{C}$
バイパス比	(約) 6
空 気 流 量	25 $\text{kg/s}$

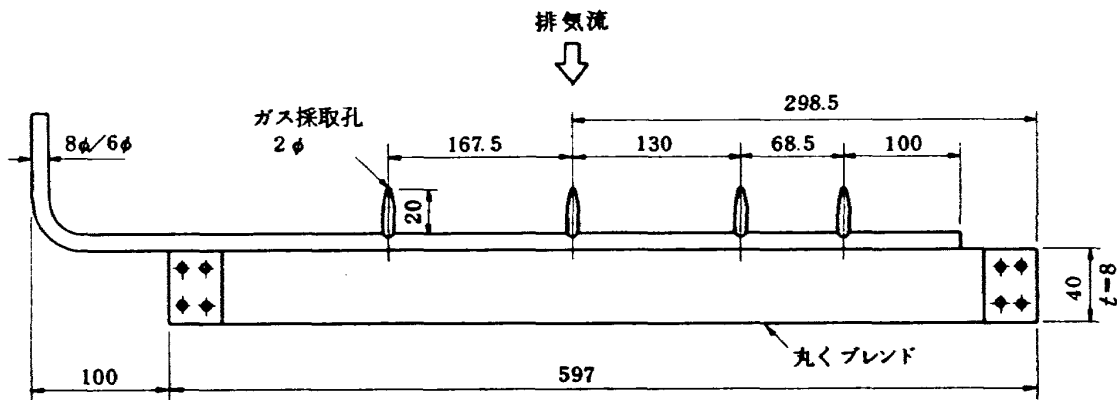


図 29 JR100 エンジン用排気採取管

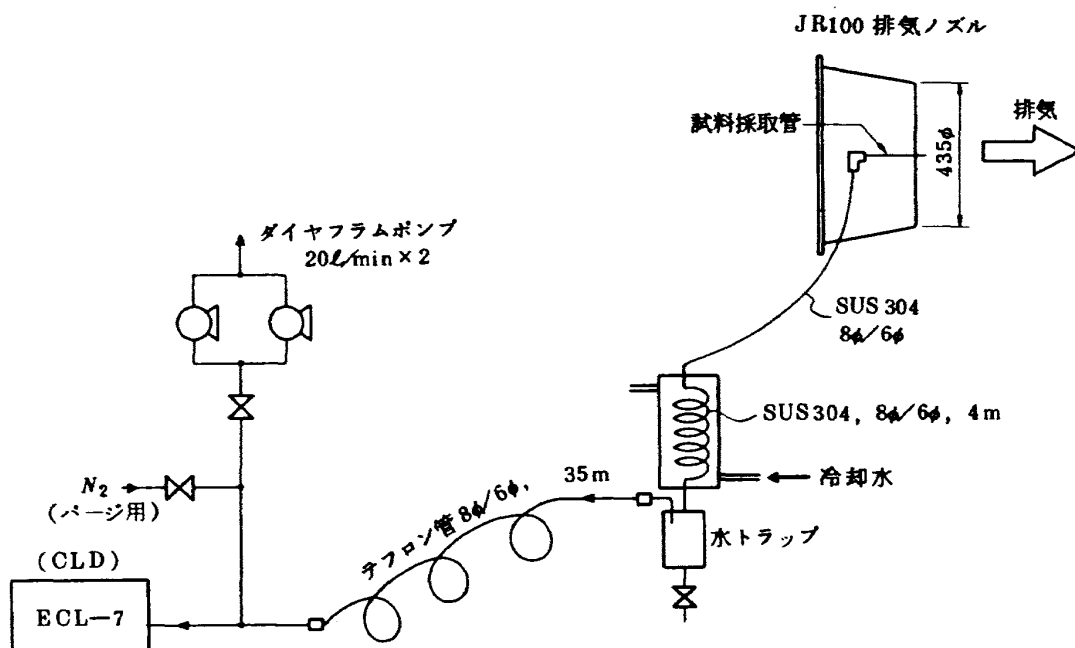


図 30 JR100 排気分析系統

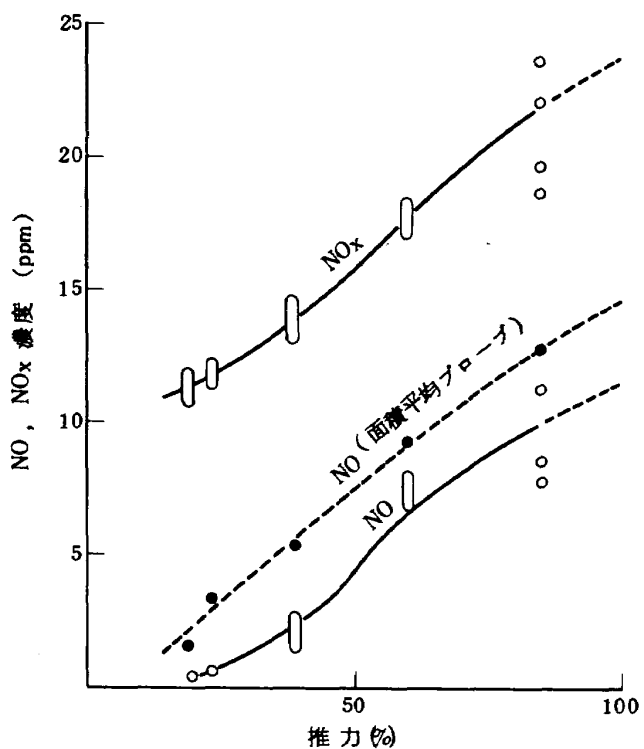
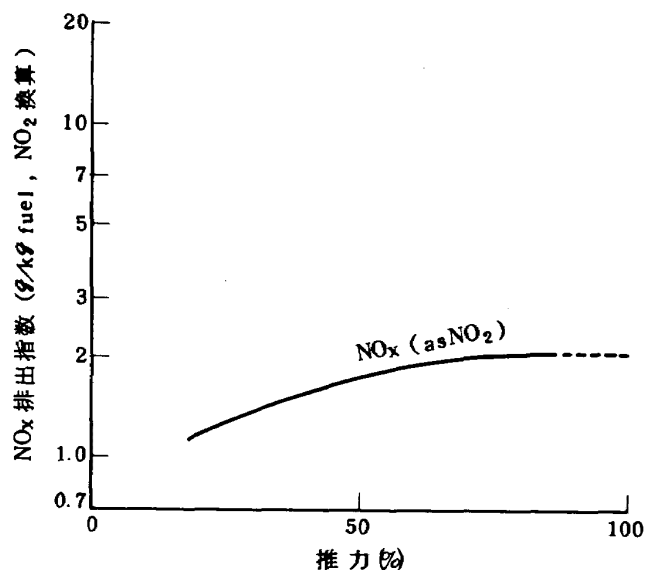
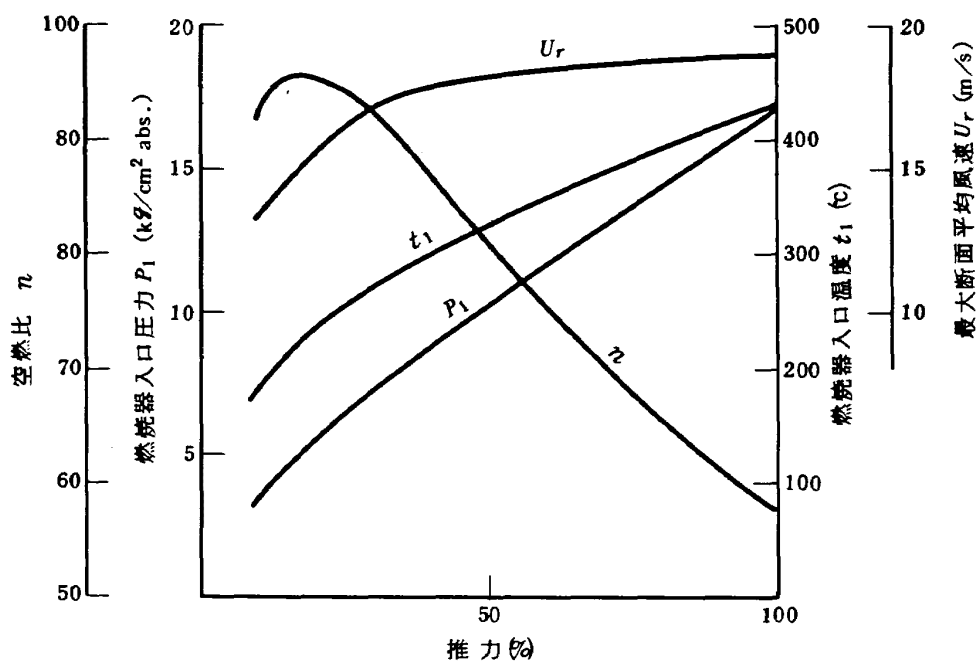
図 31 JR100 のNO, NO<sub>x</sub> 濃度図 32 JR100 のNO<sub>x</sub> 排出指数

図 33 試作ターボファン作動状態概要

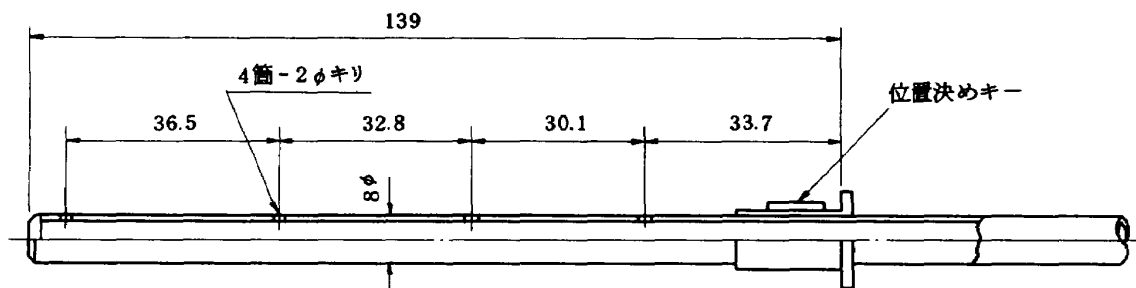


図 34 試作ターボファン用試料採取管 (SUS304 材)

4.2.2 NO<sub>x</sub> 測定系

図34に示す試料採取管を低圧タービン出口計器座に取付けた。試料採取孔は2φキリ等面積配分4か所とし、同時に吸引した。試料流路系を図35に示す。図中のN<sub>2</sub>ガスは、着火時の未燃焼燃料による採取系統の汚れ防止のための、バックフラッシュ用としているものである。計測装置および流路系は非加熱状態で分析を行なった。

## 4.2.3 測定結果

NOおよびNO<sub>x</sub>の測定結果を図36に示す。NO<sub>x</sub>濃度は、推力比増加により急激に上昇するため、図の縦軸を対数目盛とした。NO<sub>x</sub>濃度とNO濃度は、比較的近く、NO<sub>2</sub>濃度の少ないことを示している。図37は、NO<sub>x</sub>排出指数を示したもので、推力比増加により、大幅な増加がみられる。これはJR100の結果とことなる傾向である。

4.3 他のジェットエンジンのNO<sub>x</sub>測定結果との比較

上記のJR100および試作ターボファンエンジンのNO<sub>x</sub>排出指数が、現用のジェットエンジンのそれと比較してどうか調べてみる。LIPFERT<sup>8)</sup>によると、ジェットエンジンのNO<sub>x</sub>排出指数は、燃焼器入口空気温度で整理するとほぼ1本の線上にのることが示されている。本実験では、燃焼器風速によっても影響される結果が出ているが、一般的な傾向はまだ不明なので、一応、入口空気温度のみについて考える。図38が、この比較結果である。JR100のNO<sub>x</sub>排出レベルは低い、試作ターボファンのそれは、ほぼ平均値と一致している。このJR100と試作ターボファンのNO<sub>x</sub>排出レベルの違いを示す一つの因子として、NO/NO<sub>x</sub>濃度比の比較を図39に示す。推力比増加とともにNO/NO<sub>x</sub>濃度比は増加し

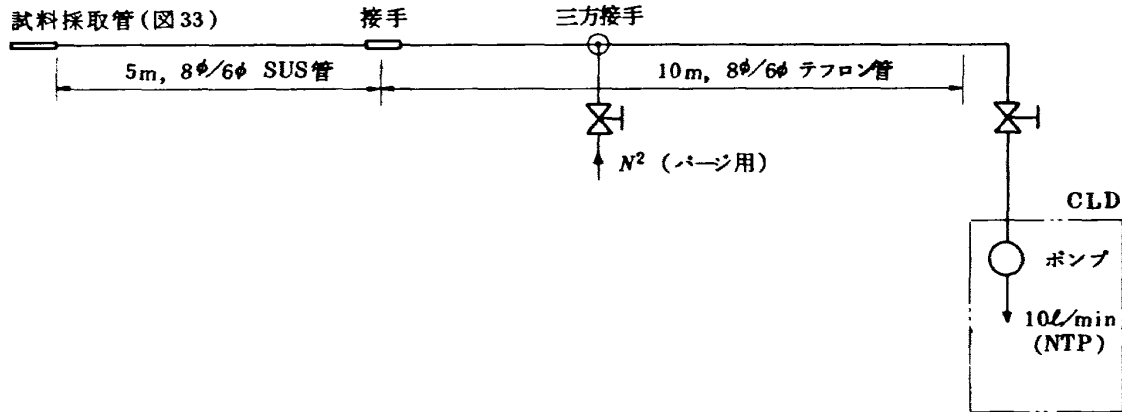
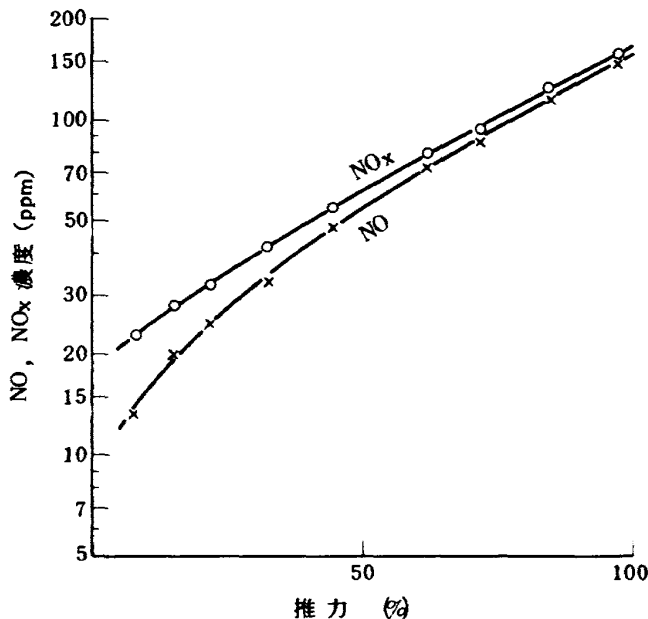
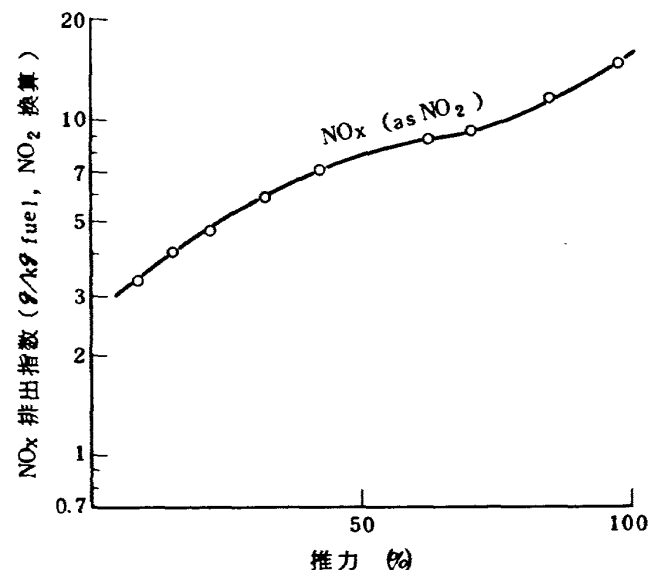


図35 試作ターボファンの排気測定系統図

図36 試作ターボファンのNO, NO<sub>x</sub>濃度図37 試作ターボファンのNO<sub>x</sub>排出指数

ているが、JR100 のほうが、試作ターボファンよりはるかに小さな値である。図 38 の平均値を示すエンジンの  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比は、不明であるが、多くは試作ターボファンのそれと同様ではなからうかと思われる。

## 5. $\text{NO}_x$ 排出低減化の指針

前記各種の実験から、 $\text{NO}_x$  排出低減化対策として、 $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比に着目し、次のようなことが考えられる。

- (1) 排気の  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比を調べ、これが1 付近ならば低減化可能、0.2 付近ならば、それ以上の低減化は困難と見当をつける。
- (2)  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比の減少が排出低減化につながる。
- (3)  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比の減少法として、次の事柄があげられる。
  - (ア) 燃焼領域の燃料-空気当量比を小さくする（図 9 参照）。できれば  $\phi \leq 0.8$  としたい。
  - (イ) 予混合気燃焼の場合、燃焼領域出口の残留酸素濃度を 5% 以上にする（図 10 参照）。これは噴霧燃焼の場合のような不均一燃焼の場合には、いくぶん大きな値になる。
  - (ウ) 燃焼器の最大断面平均風速を増加させる（図 26 ~ 図 27 参照）。これは、滞留時間の減少というよりも混合促進に意味があると考えられるので、 $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比が低下すれば、それ以上に風速を増加させる必要はない。

$\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比は、火炎長さにはあまり依存していないので、一次燃焼領域の状態で、ほぼき

まるものと推定される。

このことから、最大断面平均風速の実質的増加として、ライナ下流側の空気孔面積を減少させるのが一つの方法となる。

- (エ) ある条件では、予混合燃焼より噴霧燃焼のほうが、実用的に、 $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比を低下させることができよう（図 9 と図 26 との比較）。
- (オ) 燃料噴霧粒径を適当に大きくして、噴霧の貫通距離を増し、燃焼領域内の燃料の様な分散をはかる。図 18 の、燃料噴射弁セコンダリノズルを開く前と後との比較から、このようなことが推定される。
- (カ) 火炎の観察からは、純輝炎より白みのある輝炎、透明な黄色または橙色、紫色がかった橙色、ピンクの火炎が有利である。ただし、高圧状態では輝炎が現われやすく、燃料噴射方式をかえることから検討する必要がある。

ターボファンエンジンのように燃焼器入口空気が高温、高圧である場合、 $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比がどの程度まで低下できるか、また  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比と  $\text{NO}_x$  排出指数との関連がどうかは現時点では明らかでない。これは、今後の課題である。

## 6. 記 号

$C_t$  :  $\text{NO}_x$  排出指数の入口温度による補正係数

CLD : 化学発光式  $\text{NO}_x$  濃度測定器

NDUV : 非分散型紫外線分析器

$n$  : 空燃比

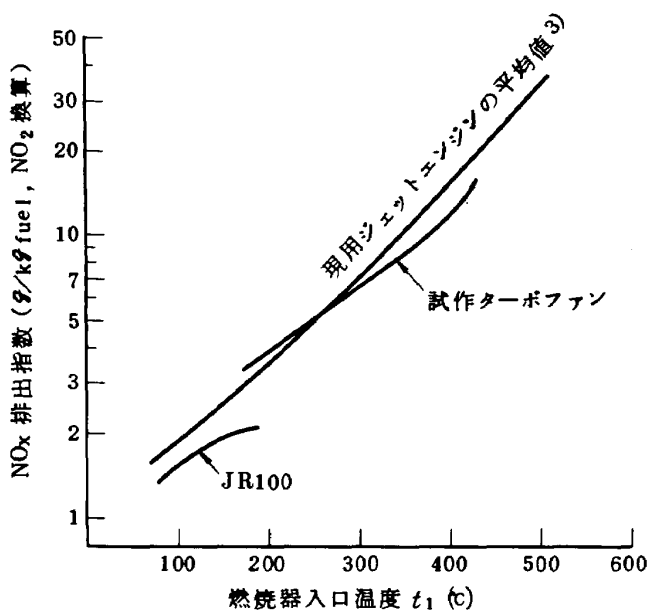


図 38  $\text{NO}_x$  排出指数の比較

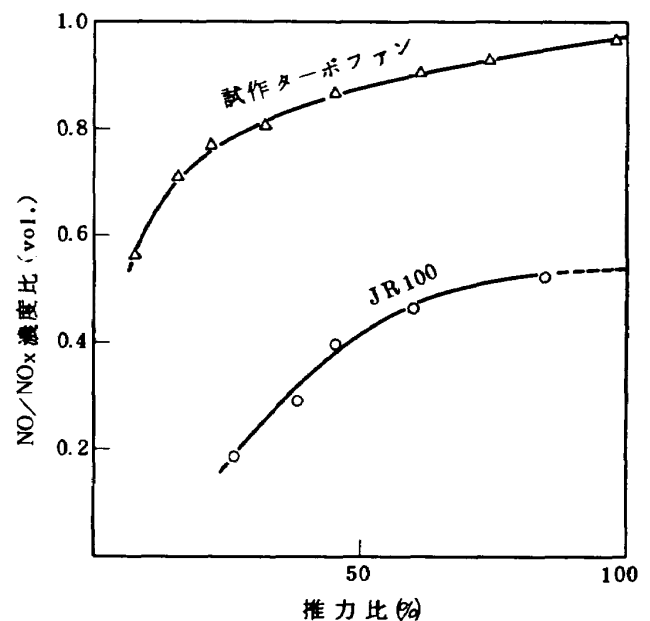


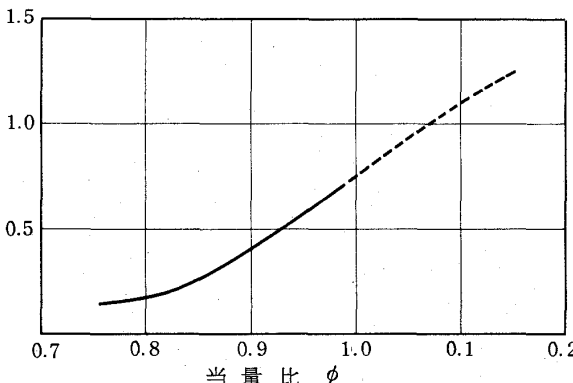
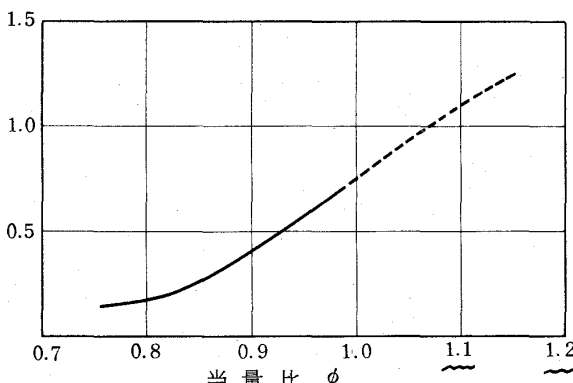
図 39 エンジンの  $\text{NO}/\text{NO}_x$  濃度比

$P_1$  : 入口空気全圧  $\text{kg/cm}^2 \text{ abs.}$   
 $P_{fp}$  : プライマリノズル燃料圧力  $\text{kg/cm}^2 \text{ G}$   
 $\Delta P_{fM}$  : セコンダリノズル燃料差圧  $\text{kg/cm}^2$   
 $t_1$  : 入口空気温度  $^{\circ}\text{C}$   
 $\Delta t$  : 平均温度上昇  $\text{deg C}$   
 $U_r$  : 最大断面平均風速  $\text{m/s}$   
 $\eta_b$  : 燃焼効率  $\%$   
 $\sigma$  : 出口温度測定値の標準偏差  $\text{deg C}$   
 $\phi$  : 燃料-空気当量比

## 文 献

- 1) Hawthorne, W.R., W.T. Olson: Design and Performance of Gas Turbine Power Plants, Princeton, 1960 p. 128, Fig E, 3d
- 2) 安本武之助, 根岸完二, 西岡清: 燃焼室壁面みぞ形保炎器の実験的研究, 日本機械学会論文集, vol. 29, No. 201 (昭38-5), p. 910
- 3) Lipfert, F.W.: Correlation of Gas Turbine Emission Data, ASME Paper 72-GT-60 (1972-3)

TM-274 正 誤 表

頁	誤	正
4	<p data-bbox="167 952 199 1355">NO<sub>x</sub> 排出指数 (g/kg fuel, NO<sub>2</sub> 換算)</p>  <p data-bbox="359 1377 598 1411">図8 NO<sub>x</sub> 排出指数</p>	<p data-bbox="821 952 853 1355">NO<sub>x</sub> 排出指数 (g/kg fuel, NO<sub>2</sub> 換算)</p>  <p data-bbox="1013 1377 1252 1411">図8 NO<sub>x</sub> 排出指数</p>

---

## 航空宇宙技術研究所資料 274 号

昭和 50 年 1 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

