

UDC 612.452.32.034:
662.613:
628.512

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-350

航空用ガスタービン燃焼器における
排気制御の研究 (VI)

——噴霧形燃焼器の NO_x 排出特性と内部組成——

齊藤 隆・鈴木邦男
山田秀志・下平一雄

1978 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当
実験・計測	酒 井 規 行* 河 口 岳 志**

* 川崎重工業株式会社

** 三井造船株式会社

航空用ガスタービン燃焼器における 排気制御の研究 (VI)*

—噴霧形燃焼器のNO_x排出特性と内部組成—

齊藤 隆** 鈴木邦男***
山田秀志** 下平一雄****

概 要

噴霧形燃焼器の排気成分のうち窒素酸化物を対象として、出口排出レベルと内部の生成状況との関連を求めるための実験研究を行なった。この研究は、燃焼器内部の状況の考察を、主としてライナからの空気噴流とライナ軸を含む断面を対象として行なった。

実験の結果、噴霧形の場合特に燃料負荷の高い場合には、循環流領域より下流側の壁面寄りの領域がNO_xの生成に大きな影響をもつことが判明した。

1 まえがき

航空用ガスタービンから排出される大気汚染物質は、航空機の発着頻度の増加とエンジンの圧力比と推力の増大にともなって、大気汚染源としての影響が大きくなるものと予想されている。このような状況のもとで、米国ではすでに排出規制が発表されており、¹⁾ ICAOにおいても規制についての検討が行なわれている。これらの排出規制に呼応して、NASAにおいては、高バイパス比・大推力の実機エンジン用として、大気汚染物質の排出低減化をはかった新形式燃焼器を開発して、評価を行なう計画が推進されている²⁾。

当所では、排気制御の研究の一環として、従来多用されて来た噴霧形燃焼器を対象として、燃焼器内部のガス濃度測定を行ない、大気汚染物質の生成状況を知るための資料

の収集を行なって来た。³⁾⁴⁾ 測定値の解析を行なった結果、一酸化炭素(CO)、二酸化炭素(CO₂)、酸素(O₂)などの成分については互によく対応した関係を示したが、窒素酸化物(NO_x)はきわめて複雑な挙動を示し、その生成状況を完全に説明するには至らなかった。上述の実験研究は、ほぼ大気圧下で常温の空気を供給して行なわれたため、燃焼効率を十分に高く確保出来ない条件があったことと、装置の都合上測定位置が制限を受けたことのために、NO_xの挙動をとらえにくい状況にあったと考えられる。特に文献4)の箱形燃焼器の内部ガス濃度測定にあたっては、ライナ空気孔と燃焼器ライナ軸を含む断面内のガス濃度分布測定値のないことが、実験結果の検討を困難にする一つの要因になっていると判断された。これらのことを考慮して、本研究では噴霧形燃焼器を対象として、次の実験条件または実験方法をとることによって、主としてNO_xの生成機構についての検討を試みた⁵⁾。

1) 燃焼器入口空気温度を高めて、排気ガス濃度と内部ガス濃度の測定を行なう。

2) ライナ空気孔から流入する空気噴流を含む断面内のガス濃度分布を求める。

実験に用いた燃焼器は、スワラと渦巻噴射弁を組合せた噴霧形で、構造要素としては、主としてライナ空気孔配置と空気量配分を変えた影響について、動作条件としては主として入口空気温度を高めた場合について調査した。燃焼器内部のガス組成の測定は、入口空気温度を高めた場合についてのみ行ない、内部での状況と燃焼器出口の排ガス組成との関連について考察を行なった。また、このほか燃料噴射弁の特性を変えた場合の影響についても測定を行なった。

* 昭和53年2月13日受付

** 航空機公害研究グループ

*** 機械技術研究所(元原動機部)

**** 原動機部

この模型は上述の箱形燃焼器模型とは構造的にことなるものであって、内部動作状態も相当にことなっているものと考えられる。しかしながら、いずれの模型についても、スワラと渦巻噴射弁を組合わせた場合の基本的状況、すなわち旋回する燃焼場内での、燃焼ガス、燃料噴霧シースおよび流入空気流の相互干渉の結果生ずる現象は共通なものを多く含むと考えられる。本報告においてはこの状況について、上述の実験手法をとることによって、NO_xの主生成領域を明らかにし、NO_x濃度と、局所当量比、局所燃焼不完全率およびこれらの分布などの、燃焼状況の指標となる因子との関連を明らかにすることを目的としている。これらの考察は、文献4)の内部測定データの検討に対する補強資料となり、不明確な点の解明に役立つものと期待される。

を用いた。主要系統を図1に示す。実験装置の主要能力は次の通りである。

- 空気流量： $w_a = 1.25 \text{ kg/sec}$ (最大)
- 空気圧力： $P_a = 0.35 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$
- 空気温度： $T_a = 315 \sim 325 \text{ K}$
- 燃料流量： $w_f = 250 \text{ kg/h}$ (最大)
- 燃料圧力： $P_f = 100 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ (最大)
- 空気加熱器容量： $P = 110 \text{ KW}$ (最大)

この実験に使用した缶形燃焼器の場合、空気加熱器を用いて次の空気温度条件が得られた。

- 燃焼器最大断面平均風速： $U_r = 23 \text{ m/s}$
- 燃焼器入口空気圧力： $P_1 \approx 1.1 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$

において

- 燃焼器入口空気温度： $T_1 \approx 630 \text{ K}$ (最大)

尚、燃料としてジェット燃料 (Jet A-1) を使用した。

2 実験装置および実験方法

2.1 燃焼実験装置

燃焼実験には、当所原動機部缶形燃焼器試験設備の一部

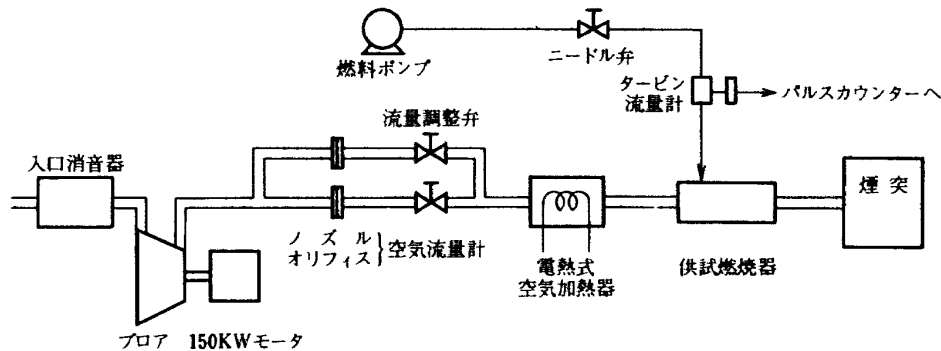


図 1 実験装置系統図

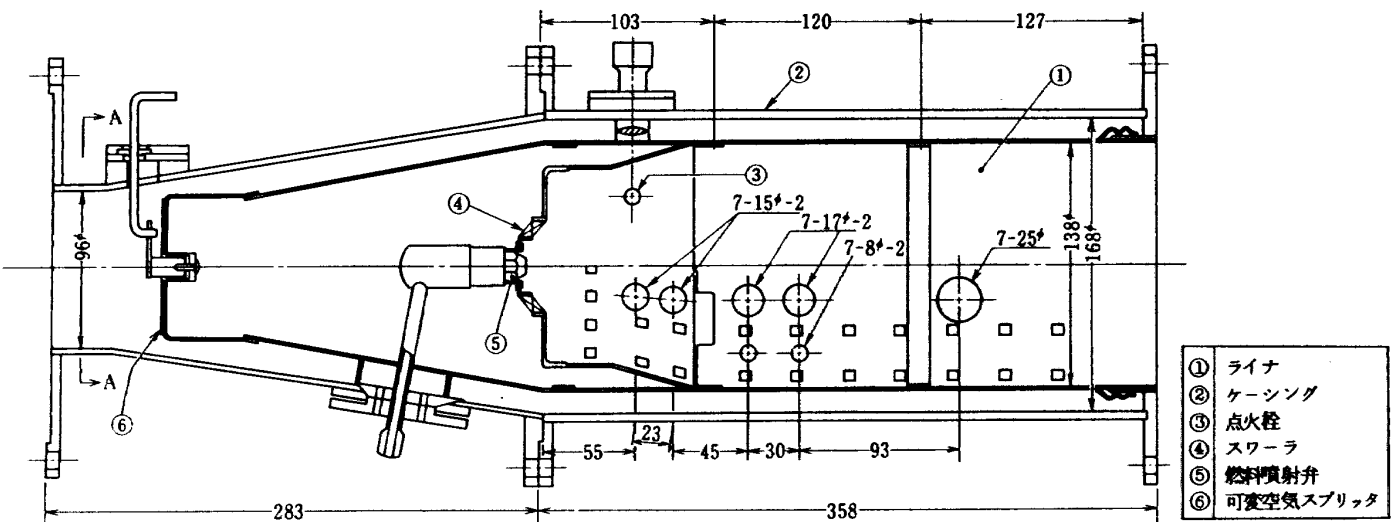


図 2

2.2 燃焼器模型

実験系統の空気加熱能力と計測上の便利さを考慮して、実験には図2に示す缶形燃焼器を使用した。燃焼器は、有効外径60mmφ、旋回角45°、45.2φ盲リング付の混流形スワラと渦巻噴射弁を組合わせた形式のもので、ライナ上流部を二重構造とし、全圧を利用して上流部への空気噴流の貫通度の増加をはかったものである。ライナ流入空気の流量配分は、ライナ空気孔の面積配分を変えて行なうほか、図2中に示す可変空気スプリッタを回転させることによって、上流部へ流入する空気量を制御出来る構造になっている。ライナ空気孔の面積や配置の変更により、ライナはビス止3分割構造にしている。

図2中、第3列空気孔開口部より上流部分を一次燃焼領域、第3列空気孔開口部から第5列空気孔開口部迄を二次燃焼領域、第5列空気孔開口部より下流側を希釈領域と呼称して、実験に用いた各ライナの空気孔面積配分を表1に示した。なお、一次領域の開口面積には、スワラの有効開口面積を含めてある。表2には、可変空気スプリッタの開度表示と開口面積比を示してある。燃料噴射弁は、入手上の便宜さからDELAVAN社製の渦巻噴射弁を用いた。

表3に使用した噴射弁の容量、噴霧角度、分散特性などを示してある。ここで容量表示のGPH(Gallon Per Hour)は噴射圧： $\Delta P_f = 125 \text{ PSI(G)}$ のときの噴射量を示している。

2.3 ガス試料採取装置および採取位置

燃焼器出口排ガスは、図3に示す位置に装着した孔径2φの採取孔を4個もつ水冷の排ガス採取用プローブ(Ⅲ)から吸引した。このプローブからガス濃度測定装置迄約7mは、加熱方式円筒濾紙フィルタを経由して、内径約4.8φの加熱方式テフロン管を用いた。加熱温度は約140℃としている。燃焼器内部のガスは、図3および図4に示した先端を曲げた伝熱媒体油(SK-Oil # 240)循環式の試料採取管を用い、燃焼器下流側より挿入して吸引した。内部ガス試料採取位置は、燃焼器ライナ断面上図5に示した△印円周上とし、各採取位置： θ について軸方向にトラバースした。△印円周は、図4に示した試料採取管を、燃焼器ライナ軸より30mm上方の点を軸として回転させて得られるものである。△印の点は、ライナ空気孔との位置関係を考慮して、それぞれ○印の点に相当する特性をあらわすもの

表1 ライナ空気孔面積配分
(スワラ有効開口面積を含む)

領域 ライナ	1次	2次	希釈	空気孔配置
L-2-1	29.6%	40.6%	29.8%	図2
L-2-1B	40.5	55.5	4.0	L-2-1 第5列空気孔盲
L-2-0B	40.5	55.5	4.0	L-2-1B 第3, 4列空気孔を上流へ30mm移動
L-2-1B-1	31.4	64.0	4.6	L-2-1B 第1列空気孔盲
L-2-1B-2	31.4	64.0	4.6	L-2-1B 第2列空気孔盲

表2 可変空気スプリッタ
開口面積比

開度表示	開口面積比
AS-1-MHC	10.9%
AS-1-HO	19.7
AS-1-FO	32.9
AS-2-FC	32.9
AS-2-HO	38.0
AS-2-FO	42.4

表3 燃料噴射弁特性

呼称	容量	噴霧角度	分散特性
6GPH-90°A	6GPH	90°	ホローコーン
6GPH-60°A	6GPH	60°	ホローコーン
6GPH-90°B	6GPH	90°	ソリッドコーン
2GPH-90°A	2GPH	90°	ホローコーン
18GPH-90°A	18GPH	90°	ホローコーン
24GPH-90°A	24GPH	90°	ホローコーン

とした。このようにして得られた考察断面上の相当位置を、 θ と l で表示して図6に示してある。図6の上部がライナ空気孔が開口する壁面、下部がライナ空気孔中間の補助用空気孔が開口する壁面に相当している。したがってこの考察断面は、ライナ空気孔からの空気噴流の影響を顕著に示す濃度分布を提供することになる。

2.4 ガス濃度測定装置

ガス濃度の測定には、堀場製作所製のガスタービン燃焼器内部ガス測定装置：MEXA-2000Sを用いた。主要性能を表4に示す。図7にMEXA-2000Sの流路構成を示してある。この測定装置は、内部ガス濃度測定用として特殊仕様により製作されたもので、その概略を述べる。燃焼

器内部のガス採取にあたっては、内部での燃焼状態に影響を与えないために、極少量を吸引する必要があり、自動車排ガス測定用の多成分連続測定器の必要試料流量をまかないきれない。MEXA-2000Sでは、装置内で O_2 以外の成分を合成空気によって希釈して測定装置内の流量増加をはかり、同時に水分等の凝縮を防止している。すなわち、図7中の C_1 および C_2 の管路抵抗を約9:1にとり、 C_1 、 C_2 の入口圧力を Φ の圧力調整器によって制御する流量比混合法を採用している。したがって、各測定器に到達する試料は約10倍に希釈されるため、それぞれの測定器は表4に示したものの10倍の感度のものを搭載している。装置内の流量増加のためには、各分析計が感度を示さない窒素等の不活性ガスによる希釈を行ってもよいが、酸素不

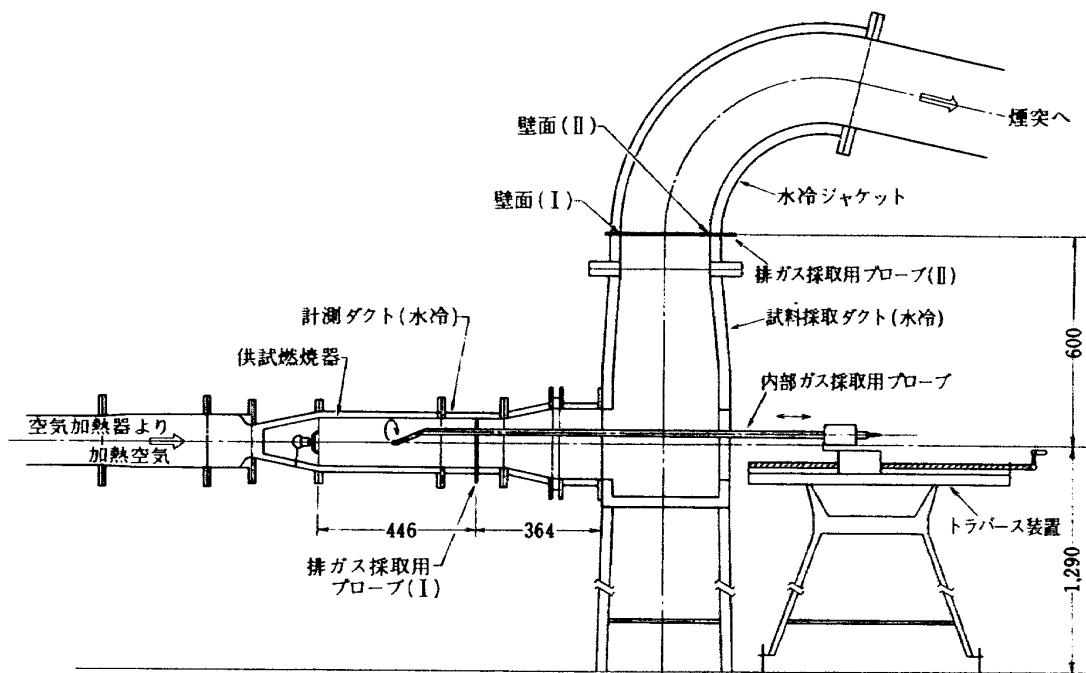


図3 ガス試料採取系統

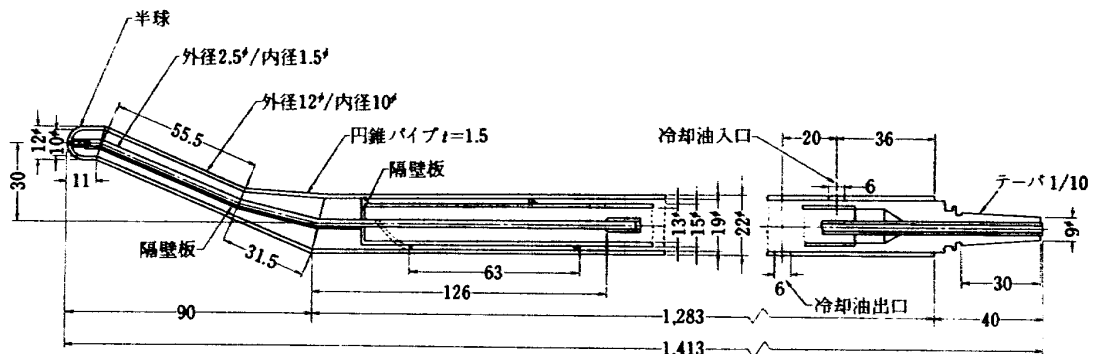


図4 内部ガス試料採取用プローブ

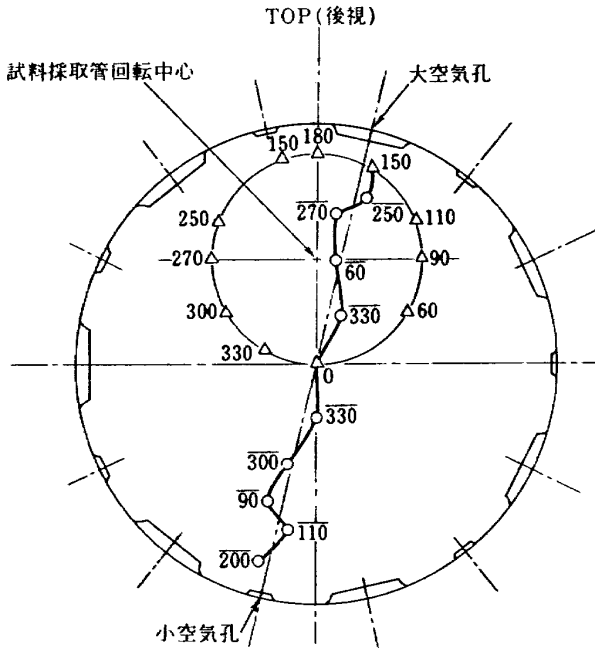


図 5 ライナ断面内試料採取位置

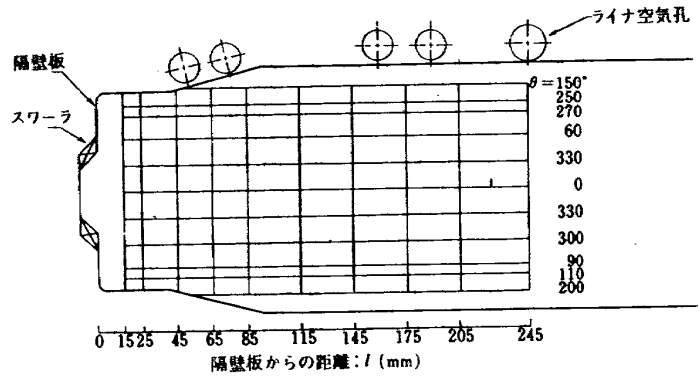


図 6 ライナ内部考察断面

表 4 燃焼器内部ガス濃度測定装置：MEXA-2000S 主要性能

測定成分	測定方法	測定濃度範囲
CO ₂	非分散赤外	0~5 / 0~15% ダブルレンジ
CO	"	0~5 / 0~15% ダブルレンジ
O ₂	磁気モーメント	0~2.5 / 5 / 10 / 25% 4段切換
NO/NO _x	化学発光	0~10 / 20 / 50 / / 5000 ppm 9段切換
T·HC	水素炎イオン化	0~200 / 500 / 1000 / / 100000 ppm c 9段切換

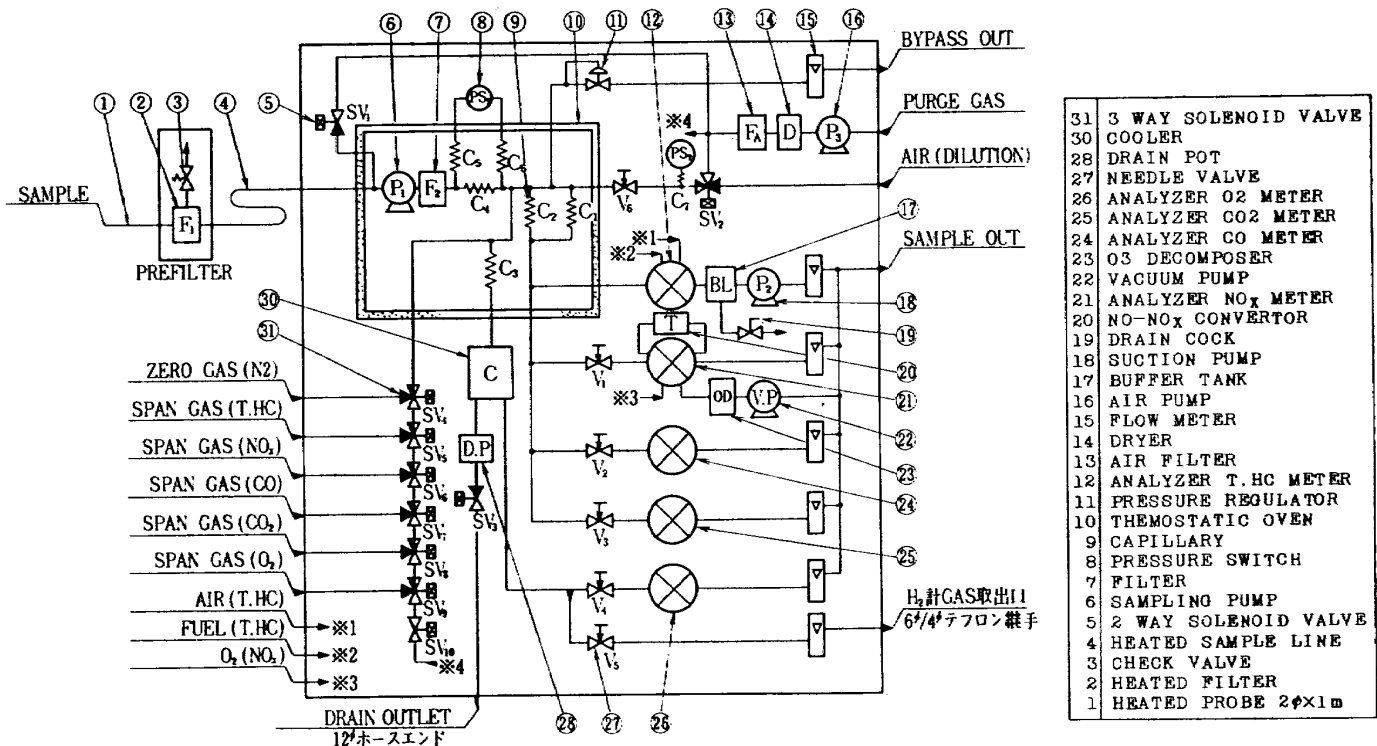


図 7 ガスタービン燃焼器内部ガス測定装置 MEXA-2000S フローシート

足状態での化学発光式窒素酸化物分析計の動作不完全を考慮して、合成空気による希釈を行なっている。O₂ についてはO₂ 計の感度上の問題から希釈を行っていない。試料流路側 C₂ の流量は、試料の組成変化による粘性のちがひによって変り、したがって希釈率が変化する。分析計校正用ガスに対する燃焼領域内ガスの粘性の変化は10%程度以内と考えられる。一方、このような領域の状況を把握する場合、主として代表試料採取上の問題から、精度の高い計測を行なうことは困難になると考えられるため、考察は半定量的な範囲にとどまらざるを得ない。このような事情から、このような場を対象とする測定目的に対しては、この希釈率の変化による測定装置出力の変動は無視出来ると考えられる。燃焼器出口の排ガス組成も同じくMEXA-2000 Sで測定しているが、この場合は常に大過剰の空気を含んでいるため、流量比の変動は無視出来る。しかしながら表3に示した測定濃度範囲からすると、微量成分のCOとT・HC、特にCOの測定精度に問題がある。内部組成の測定に関連した他の問題点については別項で述べる。

2.5 実験条件

燃焼実験は次の条件で行なった。

燃焼器入口空気温度	: $T_1 = 300 \sim 600 \text{ K}$
燃焼器入口空気圧力	: $P_1 \doteq 1.1 \text{ ata}$
最大断面平均風速	: $U_r = 15 \sim 20 \text{ m/s}$
空燃比	: $n_0 = 50 \sim 120$
使用燃料	: ジェット燃料 (Jet A-1)

空燃比は空気流量一定の条件で、燃料流量を変えることによって所定の値に設定した。条件設定のために用いた計測器は次の通りである。

空気流量	: 薄刃オリフィス流量計
燃焼器入口静圧	: 水銀マンメータ
燃焼器入口空気温度	: CA熱電対
燃料流量	: タービン流量計

2.6 実験結果の整理方法

燃焼器出口および内部での計測はガス濃度のみとして、得られた測定値を次の方法で整理した。

(1) 乾きガス濃度～湿りガス濃度変換係数

ガス濃度測定値のうち、乾きガス濃度として測定されるO₂濃度とH₂濃度(本実験では測定していない)は、次の変換係数: K によって湿りガス濃度に変換した。

$$K = 1 - X_{\text{H}_2\text{O}}$$

ここで水蒸気のモル分率: $X_{\text{H}_2\text{O}}$ は、燃料が $C_n H_{2n}$ で表わせる組成をもつと仮定し、燃料中のH/C原子数比: $h (= 2)$ を考慮して次の式によって求めた。

$$(X_{\text{CO}} + X_{\text{CO}_2} + X_{\text{T.HC}})h = 2(1 - X_{\text{H}_2\text{O}})X_{\text{H}_2} + 2X_{\text{T.HC}} + 2X_{\text{H}_2\text{O}}$$

したがって

$$X_{\text{H}_2\text{O}} = (X_{\text{CO}} + X_{\text{CO}_2} - X_{\text{H}_2}) / (1 - X_{\text{H}_2})$$

本実験ではH₂濃度の測定を行っていないため、 $X_{\text{H}_2} = 0$ として $X_{\text{H}_2\text{O}}$ を求めている。このため、H₂濃度を無視出来る燃焼器出口組成を求める場合は問題がないが、燃焼器内部の燃焼領域ではH₂がCOと同程度に存在する条件があり⁶⁾、このような場合に誤差を生ずる。

(2) 空燃比: n

空燃比: n は、ガス組成からO₂/Cモル比を求め、次の式によって算出した。なお、燃焼器出口での全体空燃比を n_0 、燃焼器内部での局所空燃比を n_i で示してある。

$$n = \frac{\sum_i X_{\text{O}_2(i)} \cdot \frac{M_{\text{O}_2}}{M_c} \cdot \frac{f_c}{f_o}}{\sum_i X_{\text{C}(i)}}$$

ここで

$X_{\text{O}_2(i)}$: 成分 i の酸素分子換算モル分率
$X_{\text{C}(i)}$: 成分 i の炭素原子換算モル分率
M_{O_2}	: 酸素の分子量
M_c	: 炭素の原子量
f_c	: 燃料中の炭素重量分率
f_o	: 空気中の酸素重量分率

(3) 当量比: ϕ

燃料～空気当量比: ϕ は、上で求めた n を用いて次の式によって求めた。

$$\phi = \frac{n_{st}}{n}$$

ここで n_{st} は理論空燃比を示す。

(4) 排出指数: $EI(j)$

成分 j の排出指数 $EI(j) = \text{g/kg Fuel}$ は次の式によって求めた。

$$EI(j) = \frac{M_j \cdot X_j}{M_c \cdot \sum_i X_{\text{C}(i)}} \cdot f_c \times 10^3$$

ここで、

M_j	: 成分 j の分子量
X_j	: 成分 j のモル分率

(5) 残留エンタルピ割合: RE(j) %

成分 j の残留エンタルピ割合: RE(j) は, 空燃比に対応してきまる熱入力に対する残留可燃成分 j のもつエンタルピ割合で, 次の式によって求めた。

$$RE(j) = \frac{EI(j) \times 10^{-3} \times H_j}{H_f} \times 100 \quad (\%)$$

ここで

H_j : 成分 j の低位発熱量 (Kcal/kg)

H_f : 燃料の低位発熱量 (Kcal/kg)

(6) 燃焼不完全率: η_{ineff} (%)

$$\eta_{ineff} = \sum_j RE(j) \quad (\%)$$

(7) 燃焼効率: η (%)

$$\eta = 100 - \eta_{ineff} \quad (\%)$$

3 実験結果とその検討

3.1 ガス濃度測定値の評価

燃焼器排ガスは, 図 3 に示したように燃焼器出口から約 1 m 下流の点で, 排ガス採取用プローブ(II)によって採取し測定装置に導入した。図 8 および図 9 にプローブ(II)挿入断面内での CO_2 および NO_x の濃度分布を示す。それぞれ平坦な濃度分布を示し, 断面内の採取位置によって測定値に差を生じないことを示している。図 3 中の排ガス採取用プローブ(I)は, 燃焼器出口直後の計測ダクト部断面積を 5 等分割する点に, それぞれ合計 5 個の試料吸引孔をもつ水冷採取管であるが, これによって吸引した場合の測定値を図 8, 図 9 の併記して示してある。

全体空燃比: $n_0 = 110$ の場合は, 採取プローブ(I)および(II)による測定値には差を生じていない。燃料流量を増加した

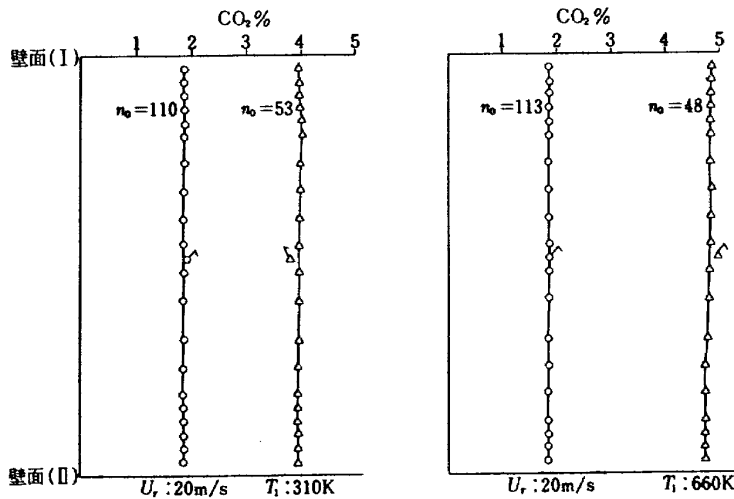


図 8 採取プローブ(II)装着ダクト内の CO_2 濃度分布 (○, △: 採取プローブ(I)での測定結果)

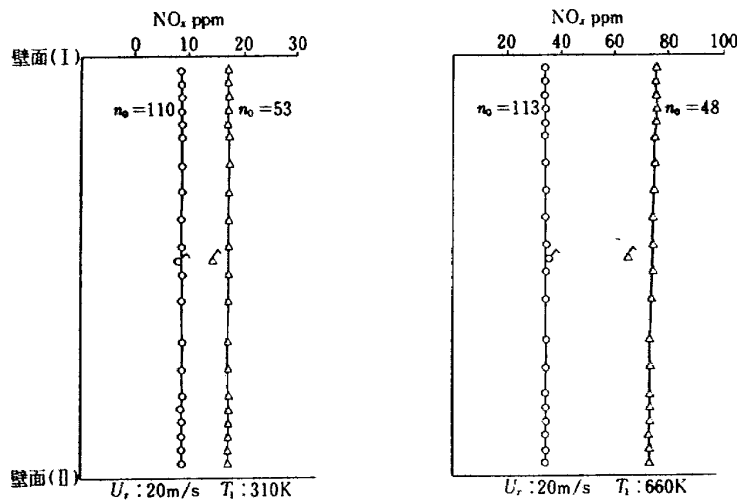


図 9 採取プローブ(II)装着ダクト内の NO_x 濃度分布 (○, △: 採取プローブ(I)での測定結果)

場合は両測定値間にやや差を生じている。CO₂ および NO_x それぞれの場合についての測定値の差の傾向から、燃料流量の増加と共に火炎が下流側にのび、この結果プローブ(I)位置での断面内濃度差が大きくなりプローブ(II)による測定値との間に差を生じて来ると判断される。採取位置によって測定値に極端な差を生ずる場合として示したのが図10のT・HCで、特に入口空気温度が低く空燃比の小さい場合に両測定値間に大きな差を生じている。これは計測ダクトより下流の採取プローブ(II)に至る領域での「あと燃え」によるものと考えられる。このようにT・HCについては、その採取位置によって測定濃度に大きな差を生じるため、採取位置の選定が問題になる。

本研究では、NO_x 排出特性の評価に関連する次の項目の精度のよい決定が必要となる。

- (1) NO_x 濃度
- (2) 空燃比
- (3) 燃焼効率

前に述べたように、採取管(I)では断面内濃度差が大きいため、代表試料の採取が困難になると推定されるため、濃度分布の平坦な断面に装着した採取管(II)より吸引する試料の濃度を測定するほうがよいと考えられる。一方、採取管(I)と採取管(II)によるT・HC濃度の間には大きな差があるが、今回の実験は燃焼器入口空気温度を高めた条件を主とするため、T・HC濃度の見積り誤差による燃焼効率の見積り誤差は小さい。例えば図10の $T_1 = 660\text{K}$, $n_0 = 113$ の条件ではT・HCの排出による残留エンタルピ割合は、採取管(I)による $RE(T\cdot HC) = 0.035\%$ に対して、採取管(II)によるそれは $RE(T\cdot HC) = 0.019\%$ となってNO_x 排出特性の評価に与える影響は少ないと判断される。COの排出による残留エンタルピ割合は採取管(I), (II)によって差がなく $RE(CO) = 0.43\%$ を示した。このような理由で、本実験では燃焼器出口の性能を採取管(II)による指示濃度で

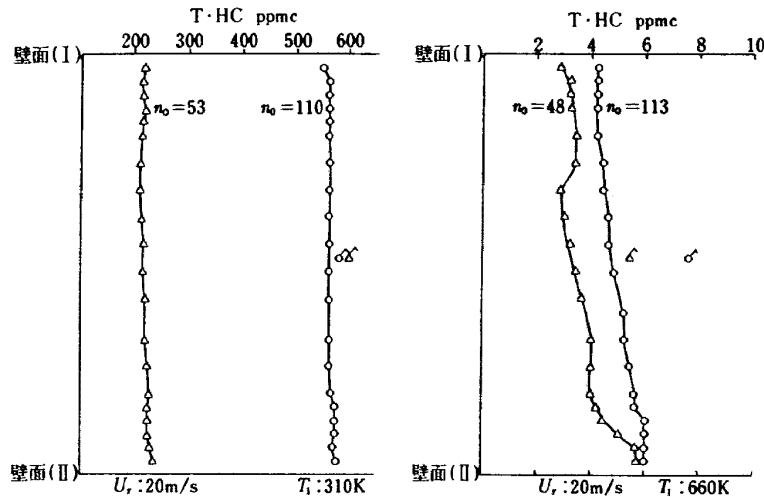


図 10 採取プローブ(II)装着ダクト内のT・HC濃度分布
(σ , Δ : 採取プローブ(I)での測定結果)

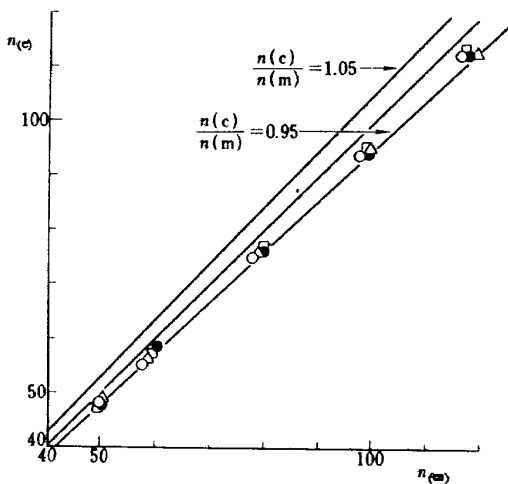


図 11 実測空燃比: $n_{(m)}$ とガス組成より求めた空燃比: $n_{(c)}$

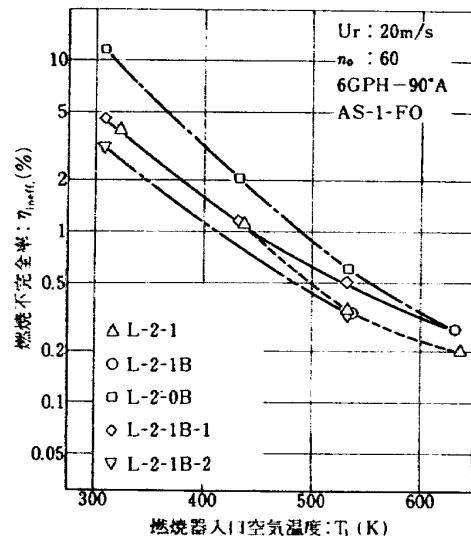


図 12 各ライナの燃焼不完全率特性

評価した。図11は燃焼器排ガス組成から算出した空燃比： $n_{(c)}$ ，燃料流量と空気流量をそれぞれ計測して求めた空燃比： $n_{(m)}$ を比較したものである。ここにみられるように、 $n_{(c)}$ と $n_{(m)}$ は5%以内で一致している。

3.2 燃焼器出口の性能

3.2.1 各ライナーの燃焼効率特性

燃焼器入口空気温度を、300 K付近から630 K付近まで変化させた場合について、各ライナーの燃焼効率特性を燃焼不完全率： $\eta_{incomb.}$ (%)の形で図12に示した。各ライナー共に入口空気温度の上昇に伴って燃焼不完全率が減少し、各ライナー間の差も小さくなる。図中L-2-OBの燃焼

不完全率は他のライナーより高い値を示している。これは二次燃焼領域の空気孔開口部が上流に30 mm移動した結果、燃焼ガスが早期に冷却されるためと考えられる。燃焼不完全率が大きく、かつライナー間の差が大きい場合には、各ライナー間のNOx排出特性の比較を行なう場合に困難が生じると考えられる。すなわち燃焼効率を十分高く確保しない場合には、同一入口空気温度、同一空燃比に対してほぼ同一のガス温度が得られないことになり、この状態でNOxの排出レベルの比較を行なうことは、考察を一層複雑にすると考えられる。このような理由から、 $n_0 = 60$ での燃焼不完全率が0.6%以下になる入口空気温度： $T = 530 K$ の条件で、各ライナーについて比較を行なったものが図13～図15である。図13は燃焼不完全率の空燃比依存性を示すが、この場合にもL-2-OBは全空燃比範囲にわたって低い燃焼効率を示している。

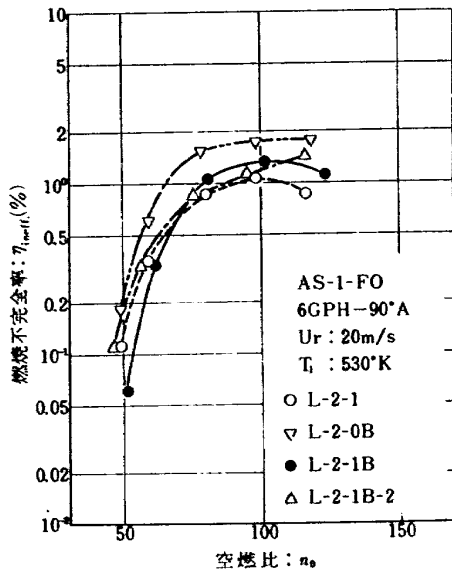


図13 各ライナーの燃焼不完全率特性

図14にL-2-1BおよびL-2-1B-2について、可変空気スプリッタの開口面積の影響を示した。両ライナー共に大きな影響を受けていないが、開口面積の低下と共に燃焼不完全率が大きくなる一般的傾向を示すようであり、かつこの傾向はL-2-1B-2の方で大きくあらわれる。図15に燃焼不完全率におよぼす噴霧角と噴射弁容量の影響を合わせて示した。これによると噴射弁容量の影響よりも、噴霧角すなわち燃料の分散特性の影響が大きいことがわかる。この場合は、ライナー軸寄りの燃料濃度が大きくなると考えられる6GPH 60°A(ホローコーン型)の方が6GPH 90°Aを用いた場合より高い燃焼不完全率を示している。

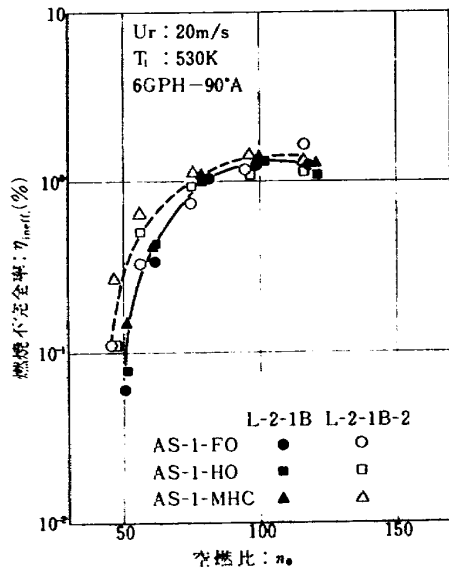


図14 燃焼不完全率特性におよぼす可変空気スプリッタ開度の影響

図16は噴霧角を同じく90°として分散特性のことなる二種類の噴射弁を用いた場合の、空燃比～燃焼不完全率

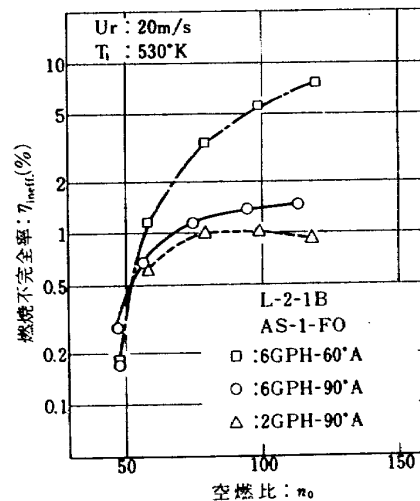


図15 燃焼不完全率におよぼす噴射弁特性の影響

性を示す。ここで90° Bは噴霧円錐内の燃料分散が一様になるような特性をもつものであるが、両者間にはほとんど差が認められない。

3.2.2 排出特性

図17にライナ：L-2-1およびL-2-1Bについて、空燃比に対するNO/NO_x モル比の変化特性を示した。ここに見られるように、NO/NO_x モル比は著しい燃焼器入口温度依存性と、空燃比の小さい範囲での空燃比に対する依存性が認められる。さらにライナ空気孔配置のちがいでよってNO/NO_x モル比に差を生じている。これらの結果から、一般に入口空気温度が低いほど、また流入する空気

量が燃焼器上流部で大きくなるほど、燃焼器出口でのNO_x に対するNOの比率が低下するものと考えられる。一般にNO_x = NO + NO₂ と考えられ、したがってNO_x に対するNOの比率の低下は、NO→NO₂ によるものとみられる。NOからNO₂ に変換される状況については後に述べるが、図17に示したように、ライナの構造的因子と動作条件によってNO/NO_x モル比に大幅な変化を生じるため、窒素酸化物の排出レベルとしては、NOを用いずNOとNO₂ の合量であるNO_x 濃度を用いることにする。

図18に燃焼器入口空気温度を変えた場合の、各ライナについてNO_x 排出指数の変化特性を示した。これらのうちL-2-0Bは他に比較して低いNO_x 排出指数を示している。燃焼不完全率との関連で図12とあわせてNO_x 排出指数の変化特性について考察する。L-2-0Bは、入口空気温度のほぼ全範囲にわたって他のライナより高い燃焼不完全率を示し、これがNO_x 排出指数の低いことに対応しているように見える。しかし入口空気温度：T≒630 Kの場合には、L-2-0BとL-2-1B-1はほぼ同一の燃焼不完全率を示すが、NO_x 排出指数にはかなりの差を生じている。したがってこの条件でのNO_x 排出指数の低下は、ライナ流入空気がL-2-0Bでは約30mm上流側から流入する結果、燃焼不完全率に影響を与えることなくNO_x の生成が抑制された効果によるものと考えられる。

図19には、各ライナについてのNO_x 排出指数の空燃比に対する変化特性を、燃焼不完全率が全空燃比範囲にわたってすべて2%以下を示すT=530Kの条件について示した。これらのうちL-2-1B-2は、空燃比に対してピー

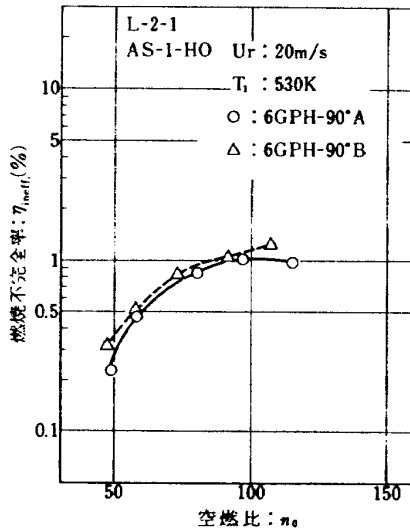


図 16 燃焼不完全率におよぼす噴射弁特性の影響

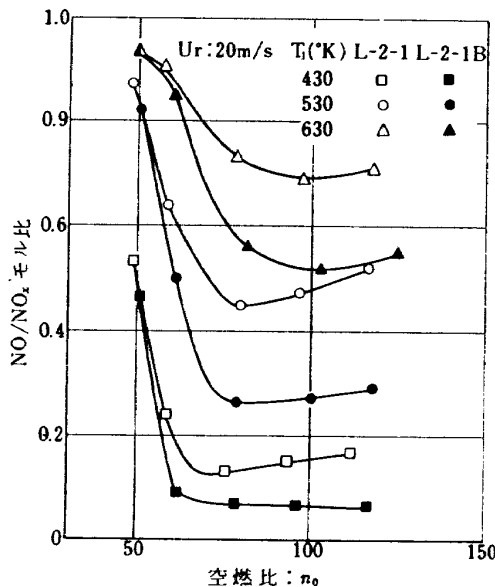


図 17 NO/NO_xモル比変化特性

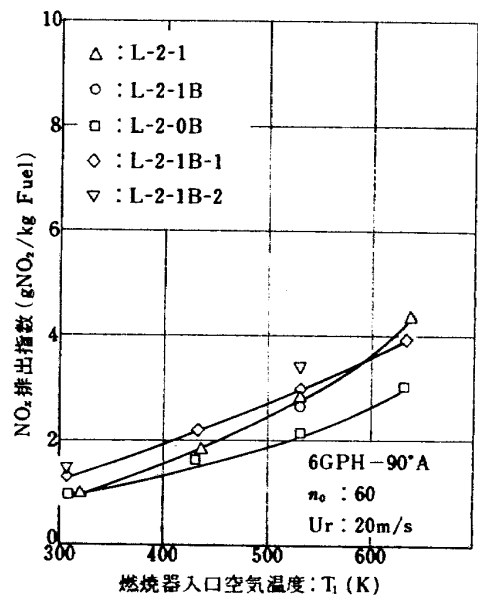


図 18 各ライナのNO_x排出特性

クを持つ変化特性を示すとともに、空燃比の低い側では他のライナより高い NO_x 排出指数を示している。他のライナは空燃比の増加に対して NO_x 排出指数も増加してゆく同一の変化特性を示している。一次燃焼領域第一列空気孔を盲した L-2-1B-1 は、実質的には L-2-1B-2 の一次領域部空気孔を下流側へ 23 mm 移動したものであるが、これも L-2-1B-2 と同様な変化特性を示した。この二つのことなる変化特性を代表するものとして、L-2-1B と L-2-1B-2 について、可変空気スプリッタの開口面

積の影響を示したものが図 20 および図 21 である。ここに示された変化特性を検討すると、可変空気スプリッタの開口面積と NO_x 排出指数の変化特性の間には、比較的明確な規則性のあることが判明する。まず図 20 の L-2-1B については、可変空気スプリッタ開口面積の増加と共に NO_x 排出指数が増加し、すべてのスプリッタ開度で空燃比が大きくなると NO_x 排出指数が増加するが、スプリッタ開度が大きい場合は、空燃比の大きい範囲では NO_x 排出指数の変化がゆるやかになる。この可変空気スプリッタ開口面積比の影響をさらに顕著に示すものが、図 21 に示した L-2-1B-2 である。すなわちスプリッタ開口面積比のちがいでよる NO_x 排出指数の差が大きくなり、L-2-1B に見られた空燃比の大きな範囲で NO_x 排出指数の変化が鈍化する傾向は、空燃比に対する NO_x 排出指数の変化特性にピークをつくる形で明瞭にあらわれる。また、このピーク的位置は可変空気スプリッタ開口面積を大きくすると、空燃比の小さな領域へ移動する。図 21 の各空燃比条件での L-2-1B-2 の NO_x 排出指数の差は、図 14 に示した同一条件での燃焼不完全率の差と対応しているように見える。すなわち、燃焼不完全率が小さくなる可変空気スプリッタ開口面積比の場合に、NO_x 排出指数は大きな値を示している。

燃焼不完全率と NO_x 排出指数の関係について、他の場合について考察する。図 22 と図 15 は、噴射弁容量、噴霧角度を変えた場合について NO_x 排出指数と燃焼不完全率の変化特性を示したものである。図 15 によれば噴霧角 60° の場合には、空燃比の大きい範囲で大幅な燃焼不完全率の増加がある、これに対応する NO_x 排出指数は大幅な

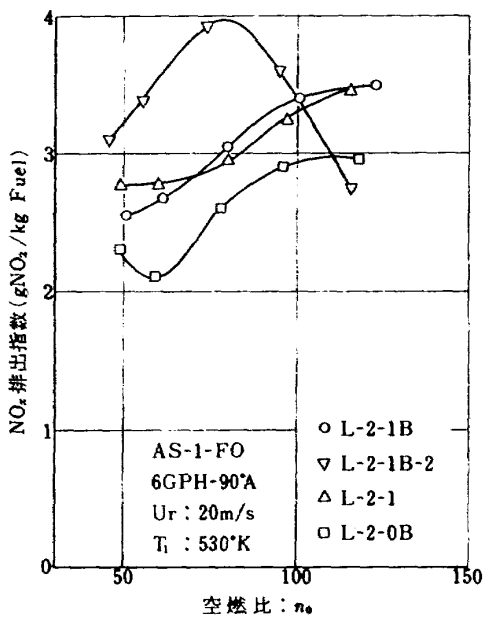


図 19 各ライナの NO_x 排出特性

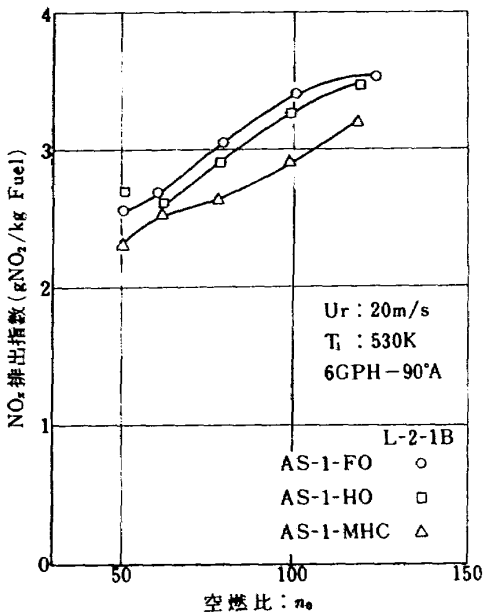


図 20 NO_x 排出特性におよぼす可変空気スプリッタ開度の影響 (L-2-1B)

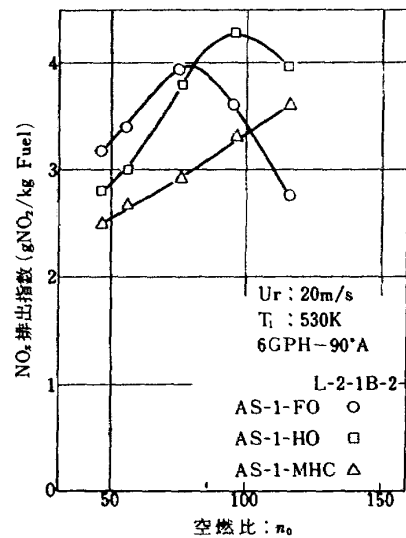


図 21 NO_x 排出特性におよぼす可変空気スプリッタの影響 (L-2-1B-2)

低下を示している。噴射弁容量の影響をみると、図22の6GPH-90°Aと2GPH-90°A間には、空燃比を増加して行くとNOx排出指数に相当大きな差があらわれ、噴射弁容量の小さい場合は低いNOx排出指数を示す。この条件での燃焼不完全率は噴射弁容量によって大きなちがいを示さず、2GPH-90°Aの場合にやや低い値を示している。図23に噴霧分散特性のことなる6GPH-90°Aと6GPH-90°Bについて、NOx排出指数を比較して示した。

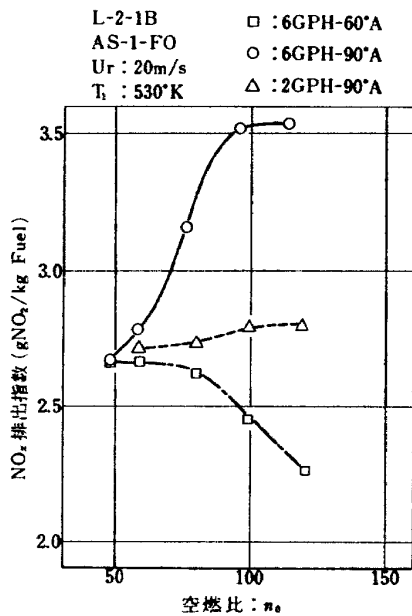


図 22 NO_x 排出指数と噴射弁特性

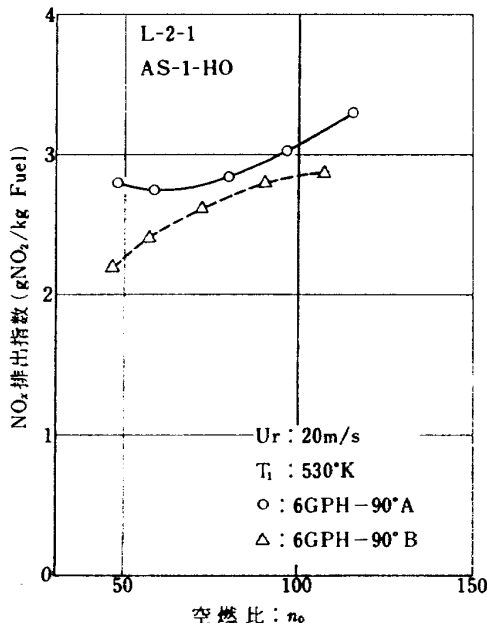


図 23 NO_x 排出特性と噴射弁特性

以上述べたように、燃焼器出口での燃焼効率とNOx排出指数の間には、燃焼効率が大幅に低下する条件を除いて、明確な対応関係を認めることは一般的でないと考えられる。

燃焼不完全率の小さな範囲で、燃焼不完全率の減少とNOx排出指数の増加の間により対応関係が成立するのは、燃焼器内部の局所当量比分布などの動作状態に、大幅な差異が生じていない場合であると推定される。

図24に参考資料として、 $T \div 610K$ で燃焼器入口圧力を変えた場合のNOx排出指数を示した。実験は当所の高圧セクタ燃焼器試験設備を用いて行なったが、主として燃料制御系統が不調であったため、広い空燃比範囲にわたって信頼性の高いデータは得られなかった。

図24によると、NOx排出指数は燃料噴射弁容量や空燃比の影響を大きく受けていないことがわかる。 $n_0 = 50 \sim 60$ の範囲で圧力指数を求めたところ、 $EI(NO_x) \propto P^{0.1284}$ の関係を得た。これはNASAで得られた圧力指数: 0.5や⁷⁾、当所で求めた0.35⁸⁾に比較して大幅に低い値であり、さらに実験的な検討が必要である。

3.3 燃焼器内部の状況

上に述べたNOx排出特性を説明するために、代表的なラインとしてL-2-1BとL-2-1B-2を選定し、燃焼器内部のガス組成の測定を行なった。動作条件は次の場合を選定してある。

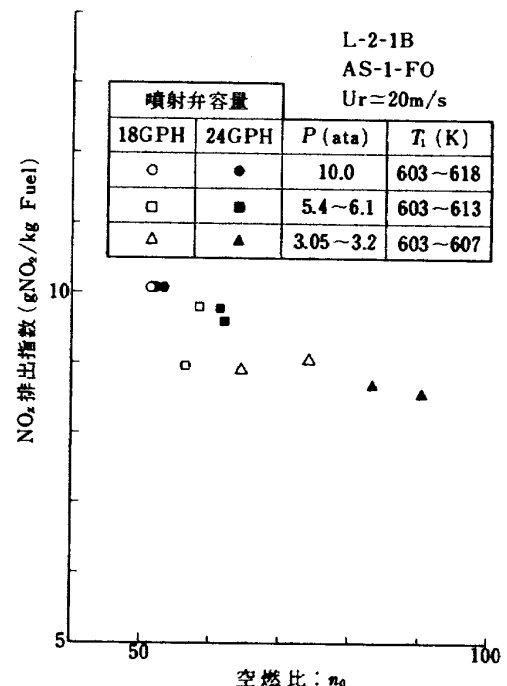


図 24 高圧条件でのNO_x 排出特性 (参考資料)

燃焼器入口空気温度 : $T_1 = 530\text{ K}$
 燃焼器最大断面平均風速 : $u_c = 20\text{ m/s}$
 空燃比 : $n_0 \doteq 60$ および $n_0 \doteq 100$
 可変空気スプリッタ開度 : AS-1-FO
 燃料噴射弁 : 6GPH-90°A

燃焼器内部のガス組成の測定を行なう場合の主な問題点としては、次の項目が考えられる。

(1) 燃焼器内部ことに一次燃焼領域内に存在する急激なガス濃度勾配に対して、図6に示した格子点では不足と考えられ、このことを考慮して内部状況の考察を行なわなければならない。

(2) 燃料噴霧シースが直接関係する領域は勿論、全炭化

水素 (T-HC) の測定範囲を超える領域が多く存在し、測定結果を不正確にする。

(3) 燃料液滴と燃料蒸気の分別測定が出来ないために、実効的な局所空燃比の見積りが困難になる。

(4) 水素濃度の測定をしていないため、水蒸気濃度の見積りに誤差を生ずること。また、局所的な燃焼不完全率を過少に見積る場合があること。

(5) 特に一次燃焼領域内部のように、高濃度の炭化水素や、 H_2 、 CO などの還元性物質が存在する条件では、化学発光方式 NO/NO_x 測定器の $\text{NO}_2 \rightarrow \text{NO}$ 変換器の変換効率が著しく低下し、 NO_x 測定値に大きな誤差を与えることがあること。

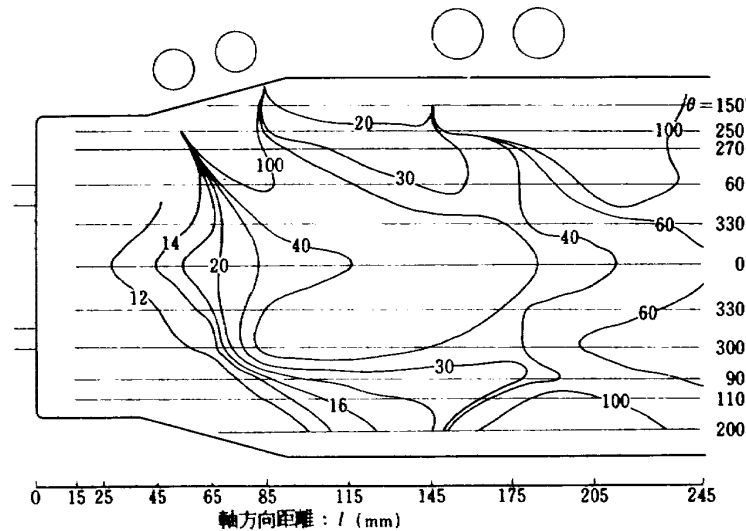


図 25 局所空燃比分布
 (L-2-1B, $n_0 : 60$
 $T_1 : 530\text{ K}, 6\text{ GPH-}90^\circ\text{A}$)

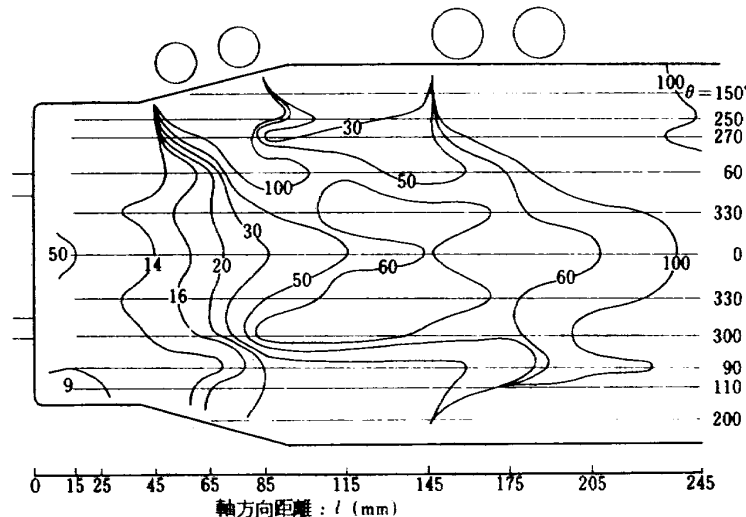


図 26 局所空燃比分布
 (L-2-1B, $n_0 : 100$
 $T_1 : 530\text{ K}, 6\text{ GPH-}90^\circ\text{A}$)

以下に述べる燃焼器内部の状況についての考察は、このような制限条件のもとでのものである。

3.3.1 燃焼器ライナ内局所空燃比分布

図25および図26に、L-2-1Bについての局所空燃比分布を、それぞれ $\tau_0 \div 60$ と $\tau_0 \div 100$ の場合について示した。ライナ上流側第1列および第2列空気孔から流入する空気のうち、第2列からのものはライナ中心軸に対してほとんど垂直に流入している。等局所空燃比線の軸方向変化から推定すると、全体空燃比： $\tau_0 = 60$ および $\tau_0 = 100$ のいずれの場合についても、循環流領域の下流端は、隔壁板からの軸方向距離： $l = 65 \sim 85 \text{ mm}$ にあると考えられる。第2列空気孔から第3列空気孔に至る領域で

は、ライナ中心部に局所空燃比の比較的大きな領域が存在し、壁面近傍では局所空燃比が小さくなっている。ライナ下流部での局所空燃比は、それぞれ設定した全体空燃比に近づいて行くが、内部組成の測定を行なった $l = 245 \text{ mm}$ 迄では、まだ局所空燃比に分布をもっていて特に $\tau_0 = 60$ の場合に著しい。

3.3.2 局所NOx排出指数分布

図27と図28に局所NOx排出指数分布を示した。図28の全体空燃比： $\tau_0 = 100$ の場合には、 $l = 80 \text{ mm}$ 近傍のライナ中心軸まわりに、ややNOx排出指数の高い小領域が存在し、それより下流側ではあまり大きな差は認められず、壁面寄りにNOx排出指数の高い領域が存在する。

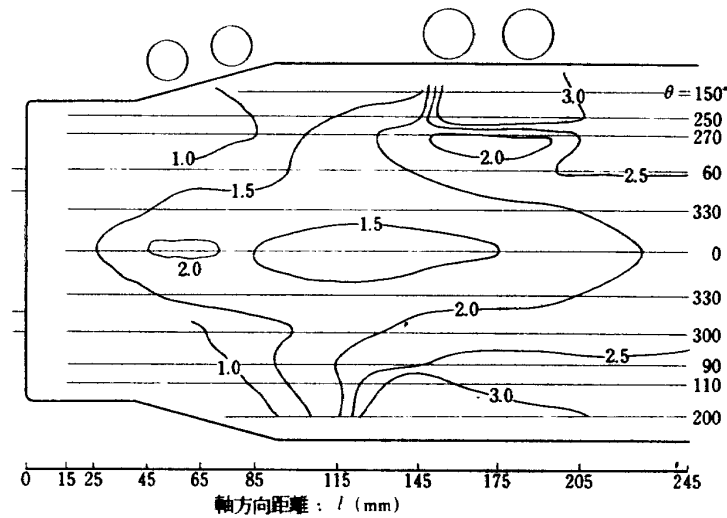


図 27 局所 NO_x 排出指数分布
(L-2-1B, $\tau_0 : 60$
 $T_1 : 530 \text{ K}, 6 \text{ GPH} - 90^\circ \text{ A}$)

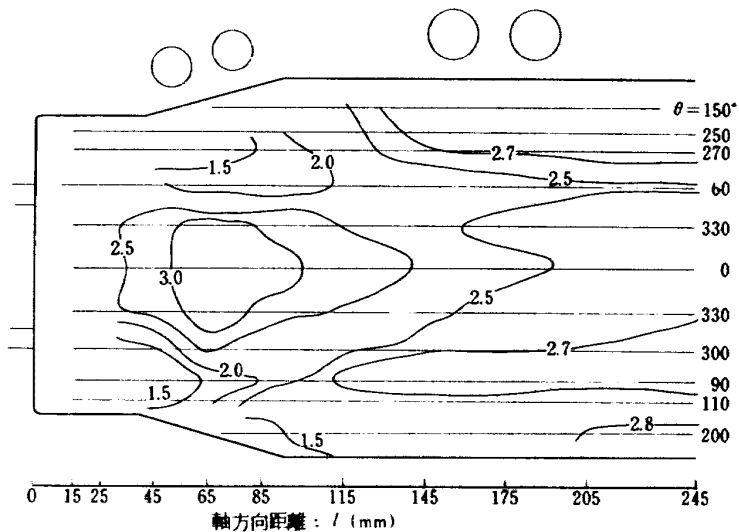


図 28 局所 NO_x 排出指数分布
(L-2-1B, $\tau_0 : 100$
 $T_1 : 530 \text{ K}, 6 \text{ GPH} - 90^\circ \text{ A}$)

この壁面寄りの傾向は、図27に示した $n_0 = 60$ の場合に著しくあらわれる。この場合には、ライナ上流側では下流側に比較して低い局所 NO_x 排出指数を示し、下流側に向かって増大する。

3.3.3 NO_x 生成領域

図6に示したライナ考察断面上の相当位置： θ について、局所 NO_x 排出指数の軸方向変化特性について検討する。図29および図30は、L-2-1Bについての变化特性を示したものである。便宜上、同一の θ についての値を結んであるが、これらの点の値はそれぞれ他の θ 領域との混合等をも含む結果を示すものと考えられ、これらの線が必ずしも履歴特性をあらわすものとは考えない。図29は全体空燃比： $n_0 = 60$ の場合で、ライナ中心軸の $\theta = 0^\circ$ では隔壁板からの距離： $l \leq 65$ mmの領域で局所 NO_x 排出指数の増加があり、 $l = 65 \sim 85$ mmで低下し、それより下流領域で比較的一定の値を示したのち、再び増加する。 $\theta = 330^\circ$ では $\theta = 0^\circ$ にみられる变化特性を保つが、その変化は緩慢となって、これよりライナ壁面寄りに相当する θ では、すべて下流側に向かって排出指数が増加する特性を示している。

このように、この条件では上流部に局所 NO_x 排出指数のピークを作る特性——これをA特性と呼ぶ——をもつ領域は、中心軸まわりの極くせまい範囲に限られているとみられる。したがってこの条件での燃焼器出口 NO_x 排出指

数は、下流に向かって局所 NO_x 排出指数が増加して行く特性——これをB特性と呼ぶ——をもつ、ライナ壁面寄りの領域によって支配されると考えられる。

図30は $n_0 = 100$ の場合であって、A特性をもつ領域が半径方向に拡大し、かつその領域の局所 NO_x 排出指数も $n_0 = 60$ の場合に比較して高い値を示す。

これらの局所 NO_x 排出指数の変化特性を、図31および図32に示した局所空燃比の軸方向変化特性とあわせて検討する。図中^印をつけたものは、測定器の計測範囲を超えるなどのため、正確な測定が行なえなかった点である。A特性は、ライナ上流部に理論空燃比を通過し、かつその勾配がゆるやかな局所空燃比の変化特性を示したのち、局所空燃比が急増する場合にあらわれている。この局所空燃比の急増する領域では局所 NO_x 排出指数は低い値を示している。図25および図26の等局所空燃比線から推定したように、これらの特性値が急激に変化する近傍に、循環流領域の下流側境界が存在すると考えられ、したがってこれらの特性値に大きな差を示す2点は、それぞれ不連続な領域に属すると考えられる。このようにA特性を示す領域は、循環流領域内部に理論空燃比前後の軸方向局所空燃比分布をもつ場合に存在する。

次にB特性を示すライナ壁面寄りの領域では、上流部で燃料噴霧シースの影響を強く受け、次いでライナ空気孔から流入する空気噴流の影響を受ける。 $l = 115 \sim 175$ mmの領域では空気噴流の直接的な影響は少なく、各 θ につい

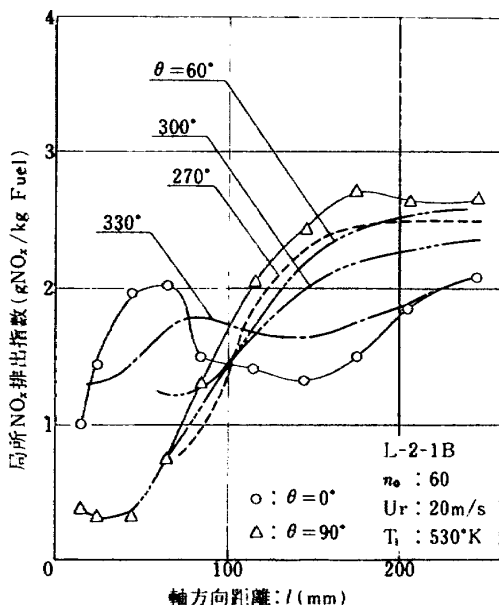


図 29 局所 NO_x 排出指数の軸方向変化 (L-2-1B, $n_0 = 60$) (6GPH-90°A)

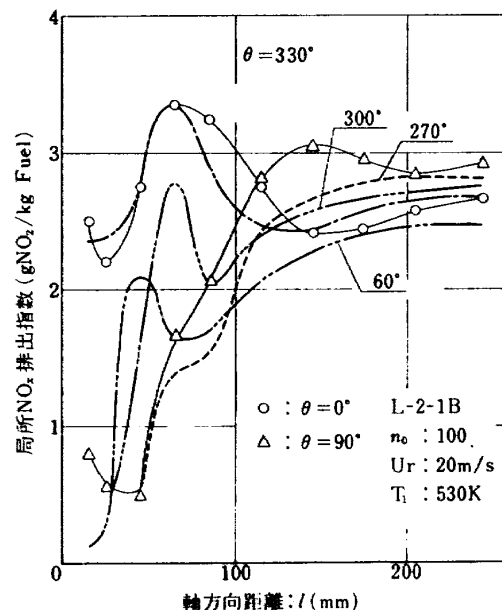


図 30 局所 NO_x 排出指数の軸方向変化 (L-2-1B, $n_0 = 100$) (6GPH-90°A)

て局所空燃比が比較的一定な値を示す。この領域では、特に $n_0 = 60$ の場合に局所 NO_x 排出指数の増加が著しい。ライナ空気孔中間部にある $\theta = 90^\circ$ の場合、図示した θ のうちではもっとも理論空燃比に近い局所空燃比をもち、対応する局所 NO_x 排出指数の増加がもっとも大きい。ライナ中心軸まわりでは他の領域より局所空燃比が大きく、局所 NO_x 排出指数の変化が小さい。このように、この領域ではほぼ局所空燃比に対応した局所 NO_x 排出指数の変化特性を示している。L-2-0Bの燃焼器出口 NO_x 排出指数が、他のライナに比較して低い値を示したのは、第3列および第4列空気孔を上流側へ移動した結果、この領域の局所空燃比が増大して、 NO_x の生成を抑制したことによると判断される。図30に示した測定結果は、図20の $n_0 = 100$ の条件での燃焼器出口 NO_x 排出指数 ($\text{EI}(\text{NO}_x) \div 3.3$) を完全には説明していないが、 $n_0 = 60$ の場合より高い値を示している。このような NO_x 排出指数の全体空燃比に対する変化特性は、それぞれA特性領域とB特性領域の半径方向への拡大および縮小の組合せの結果とみられる。すなわち、燃料流量を低下させることによって、燃料過濃側で動作している1次燃焼領域の局所空燃比が増大し、A特性領域が拡大され同時にB特性領域での NO_x の生成が抑制される状況になる。このような状況は、同一の燃料負荷の条件でも認められ、可変空気スプリッタの開口面積の増加にともなって NO_x 排出指数が増大している。(図21)

次にライナ：L-2-1B-2についての燃焼領域内部の状況について検討する。L-2-1B-2は上流部第2列空気孔を盲したもので、図19および図21に示したように、他のライナと異なる NO_x 排出特性を示すものである。局所 NO_x 排出指数の軸方向変化特性を図33および図34に示した。

ここでは、ライナ空気孔とライナ中心軸を含む断面を代表するものとして $\theta = 270^\circ$ と $\theta = 60^\circ$ を、空気孔中間と中心軸を含む領域の代表として $\theta = 90^\circ$ を、加えて $\theta = 0^\circ$ を選定して検討する。

図33の $n_0 = 60$ の条件では、局所 NO_x 排出指数の軸方向変化にL-2-1BでみられたA特性は認められず、下流側に向って局所 NO_x 排出指数が増加する特性を示すほか、ライナ上流端に局所 NO_x 排出指数の高い小領域が存在している。下流側に向って増加して行く状況は、各 θ によって大きく変らずライナ断面内ではほぼ様な NO_x の生成がある。図34の $n_0 = 100$ の場合は、顕著なA特性を示し循環流領域より下流部での NO_x の生成は少ない。この場合にもライナ上流端部に局所 NO_x 排出指数の高い小領域が存在している。図35、図36に上の条件での局所空燃比の軸方向変化特性を示す。図35の $n_0 = 60$ の場合についてみると、 $l < 85\text{mm}$ の循環流領域内では理論空燃比付近を通過する分布を示さず、これより下流部で図31にみられたような急激な局所空燃比の増加は認められない。この変化特性が局所 NO_x 排出特性にA特性を与え

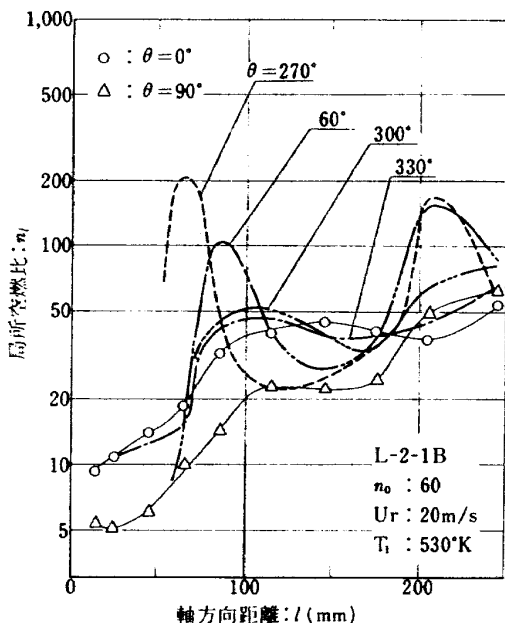


図 31 局所空燃比の軸方向変化 (L-2-1B, $n_0 : 60$) (6GPH-90°A)

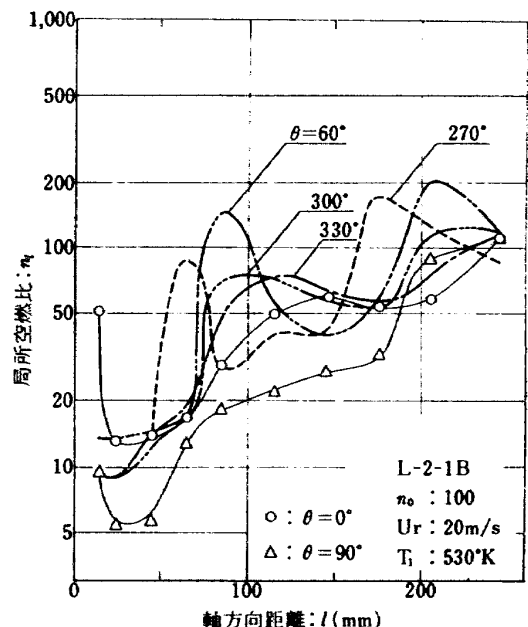


図 32 局所空燃比の軸方向変化 (L-2-1B, $n_0 : 100$) (6GPH-90°A)

ないことに対応していると考えられる。上流端部の $\theta = 60^\circ$, 90° , 270° では図 31 の L-2-1B の場合より大きな局所空燃比を示し、スワラから流入する空気量が増加していることを示している。この結果ライナ上流部の平均局所空燃比が増加し、下流部に供給するガス温度が上昇する結果、局所 NO_x 排出指数の増加割合が全断面にわたって大きくなっていると考えられる。 $n_0 = 100$ の場合の局所 NO_x 排出指数の変化特性も、図 36 に示した局所空燃比の変化特性との対応で定性的な説明が可能である。

図 33, 図 34 に示した局所 NO_x 排出指数の軸方向変化特性は、それぞれ A 特性および B 特性を顕著に示すこととなったものであるが、ライナ下流部ではほぼ同一の値を示している。3.2.2 で述べたように L-2-1B-2 の NO_x 排出指数は、これらの設定条件： $n_0 = 60$ と $n_0 = 100$ の中間でピーク値を示し、この変化特性は可変空気スプリッタ開口面積比の影響を鋭敏に受ける。(図 21) L-2-1B-2 でこのようにスプリッタ開口面積の影響が大きいことについて考察を行なう。表 1 によると、スワラ

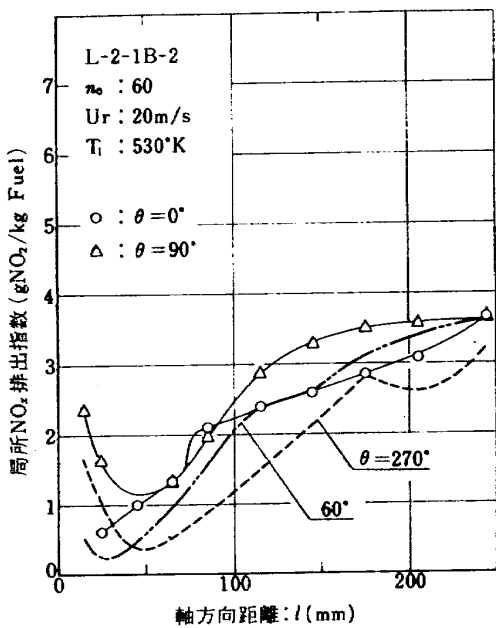


図 33 局所 NO_x 排出指数の軸方向変化 (L-2-1B-2, $n_0 : 60$) (6GPH- 90°A)

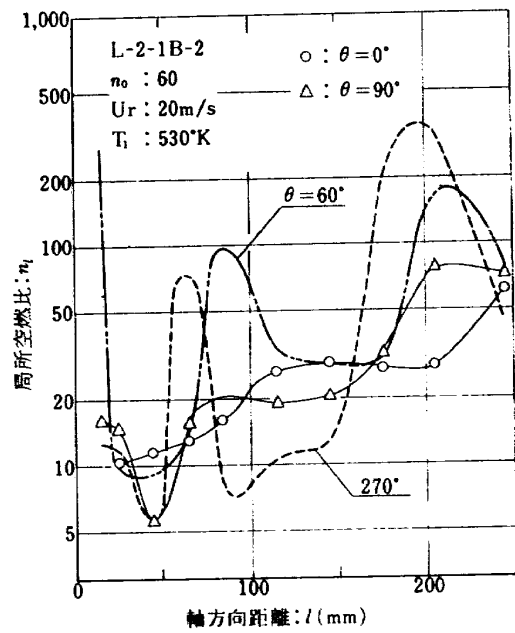


図 35 局所空燃比の軸方向変化 (L-2-1B-2, $n_0 : 60$) (6GPH- 90°A)



図 34 局所 NO_x 排出指数の軸方向変化 (L-2-1B-2, $n_0 : 100$) (6GPH- 90°A)

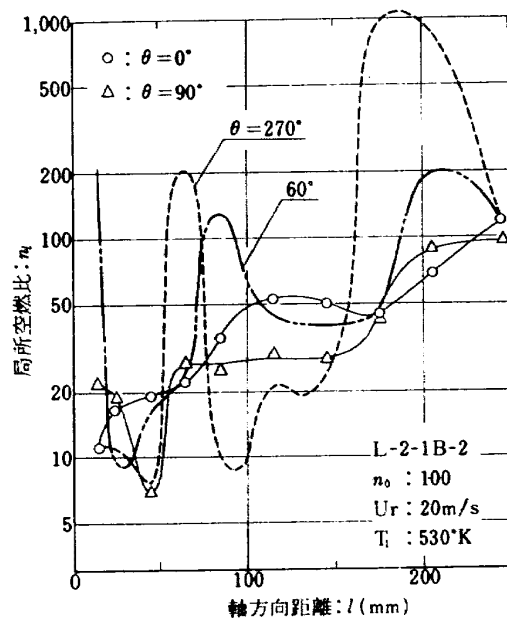


図 36 局所空燃比の軸方向変化 (L-2-1B-2, $n_0 : 100$) (6GPH- 90°A)

を含む一次燃焼領域の空気孔開口面積比は、L-2-1Bで約4.2%、L-2-1B-2で約3.1%である。空気量の配分が開口面積比できまるとすれば、最大で約3.3%の開口面積比をもつ可変空気スプリッタ：AS-1（表2）で、1次燃焼領域に流入する空気量がほぼ決定されることになる。スワラを含む1次燃焼領域空気流入部の面積配分を表5に示した。L-2-1B-2では、スワラの開口面積比がL-2-1Bの26%から41%に増加している。この結果スワラからの流入空気量が増加し、図33～図36に示すような局所空燃比変化特性と局所NO_x排出指数変化特性を示し、全体空燃比と可変空気スプリッタ開口面積比に対する依存性の大きいNO_x排出特性を示すものと考えられる。

図37および図38にL-2-1BとL-2-1B-2について、 $l \leq 85\text{mm}$ のライナ上流部での局所NO_x濃度と局所当量比の関係を示した。循環流領域を代表すると考えられる $\theta = 0^\circ$ では、 $\phi_e \approx 1$ 付近にNO_x濃度のピークをもつ

特性を示している。図中に示した残留エンタルピー割合：RE(CO/T·HC)%は、それぞれCOおよびT·HCの形で残留するエンタルピー割合を示している。RE(CO/T·HC)は、局所空燃比、温度、滞留時間などを総括した履歴特性の指標を与えるものと考えられ、残留エンタルピーの大きい場合、NO_x濃度は低い値を示している。

以上述べたように、渦巻噴射弁とスワラを組合わせた噴霧形燃焼器では、NO_xは循環流領域（A特性領域）と、それより下流側で2次空気噴流の流入する迄の領域（B特性領域）で主として生成される。これらの領域でのNO_x濃度は、局所当量比と残留エンタルピー割合によってほぼ決まると考えられる。燃焼器出口のNO_x排出指数は、これら2領域のライナ断面内での拡大および縮小の組合わせによってきめられる。燃料負荷の大きい条件ではB特性領域内でのNO_x生成が支配的になると考えられるが、この領域でのNO_x生成は上流より供給されるガスの履歴特性の影響を強く受ける。スワラから流入する空気はこれに大

表5 一次燃焼領域部 空気孔面積配分

ライナ	L-2-1B		L-2-1B-2	
	開口面積	開口面積比	開口面積	開口面積比
スワラ	865 mm ²	26%	865 mm ²	41%
第1列空気孔	1237	74	1237	59
第2列空気孔	1237		0	

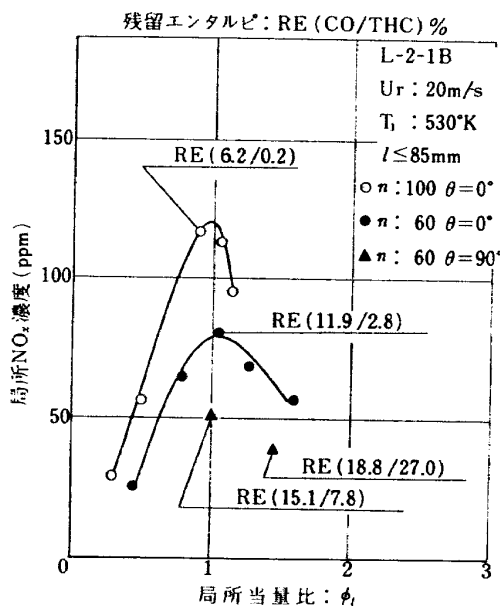


図 37 局所NO_x濃度の局所当量比依存性 (L-2-1B, $l \leq 85\text{mm}$)

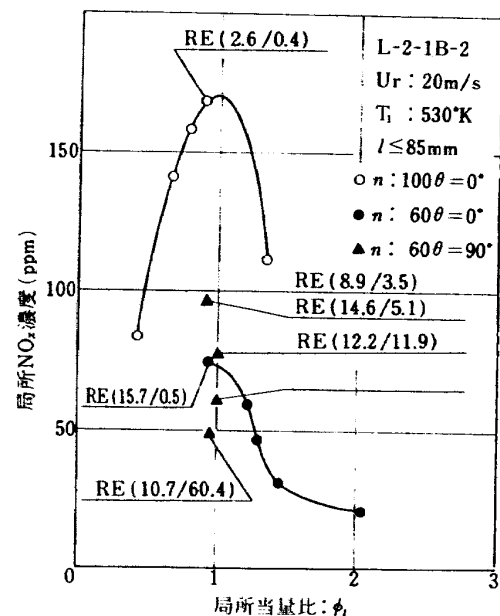


図 38 局所NO_x濃度の局所当量比依存性 (L-2-1B-2, $l \leq 85\text{mm}$)

きい影響をおよぼす。すなわち、ライナ空気孔より流入する空気量に対して、スワラから流入する空気量の多い場合は、上流部の混合を促進し全体として高温のガスを下流側に供給し、B特性領域でのNO_xの生成割合を大きくする。B特性は、ライナ壁面寄りで顕著にあらわれるが、これはライナ上流部の空気噴流間を貫通する燃料液滴群によって、壁面寄りに高温領域が形成されることによると考えられる。したがって燃料の分散特性によってもNO_x排出指数が影響を受ける。この例を示すものが図22で、同一の燃料負荷条件で燃料噴射弁容量を変えた場合、ほぼ同一の燃焼効率を示す条件でも、燃料噴射弁容量の小さい場合には低いNO_x排出指数を示した。これは噴射弁容量の小さい場合には、燃料液滴直径の減少によって液滴の貫通力が低下し⁶⁾、循環流領域内の局所空燃比が更に燃料過濃側に低下する一方、壁面寄りの高温領域が縮小される結果と考えられる。

これらの事実から、噴霧形燃焼器ではスワラから流入する空気量を低下させて、実効的なNO_x生成領域を短縮することが、NO_x低減化に対しては影響が大きいと考えられる。また見方を変えた低減化対策としては、スワラの盲リングを除外してスワラからの空気流を拡大させるように流れ模様の調整を行ない¹⁰⁾、ライナ壁面寄りのB特性領域の局所空燃比を大きくして、NO_xの生成の抑制をはかることも考えられる。本実験では内部の流れ模様の測定を行っていないが、上に述べた流れ模様の調整によるNO_x低減化の効果についての判断には、少なくとも非燃焼時の流れ模様の測定を行なうことが必要であると考えられる。

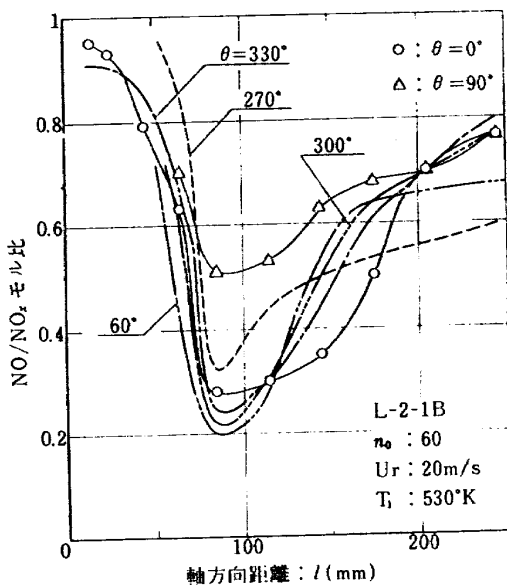


図 39 NO/NO_x モル比の軸方向変化 (L-2-1B, $\nu_0: 60$)

3.3.4 NO/NO_x モル比の変化特性

図39に、L-2-1BについてのNO/NO_xモル比の軸方向変化を示した。図31の局所空燃比分布と対比してみると、ライナ上流部では、ライナ空気孔から流入する空気噴流を強く受ける領域で、NO/NO_xモル比が急激に減少しNOからNO₂への変換が生じていることを示している。その後NO/NO_xモル比は下流側に向かって再び増加して行くが、下流側で空気噴流の入る領域ではNO/NO_xモル比が低下することはない。図31から上流部での空気噴流がもっとも弱いとみられる $\theta = 90^\circ$ では、NO/NO_xモル比の減少がもっとも少なくあらわれている。これらのことから推定すると、局所当量比: $\phi_l \approx 1$ の状態から $\phi_l < 0.5$ の状態に希釈される領域で、NO/NO_xモル比がもっとも小さい値をとるものと考えられる。この内部状況と、図17に示したNO/NO_xモル比の空燃比依存性と燃焼器入口空気温度依存性は、NOを含む高温燃焼ガスの急冷による結果、NOがフリーラジカルによって急速に酸化されて、NO₂を生成するというCERNANSKY⁹⁾の提案によって説明されるものと考えられる。

4 まとめ

従来多用されて来た、渦巻噴射弁とスワラを組合せた噴霧形燃焼器を対象として、NO_xの排出特性とその燃焼器内部での生成状況との関係について実験的な考察を行なった。特に内部での状況については、ライナからの空気噴流とライナ軸を含む断面内の濃度分布に着目して検討を行なった。得られた主要な事項を次に述べる。

- (1) 燃焼器出口でのNO_x排出指数は、空燃比の増加に伴って増加する場合と、減少する場合がみられ、これらの特性にもっとも影響を与えるものは、ライナ上流部での空気流入量配分である。
- (2) ライナ上流部でライナ空気孔開口面積に対しスワラ開口面積が少ない場合は、上流部全体としての流入空気量の増減に対し、NO_x排出指数は鈍感な変化を示す。
- (3) NO_xは主として循環流領域内とその下流部ライナ壁面寄りで生成される。
- これら2領域の「NO_x生成特性」とその空間的なひろがりの組合せによって、出口排出レベルが決定される。
- (4) 上記の「NO_x生成特性」について、同一入口空気温度条件においては、局所NO_x濃度は局所当量比とガスの履歴特性をあらわすと考えられる残留エンタルピ割合でほぼその値が決定される。循環流領域内では局所当量比: $\phi_l \approx 1$ 近傍にピークをつくる特性を示す。
- (5) 燃料負荷の大きい条件では、循環流領域下流部ライナ壁面寄りの領域が、NO_xの主生成領域となると考えら

れる。この領域の NO_x の生成は上流部より供給されるガスの履歴の影響を強く受ける。スワラから流入空気量を減少させ、実効的に NO_x 生成領域を短縮すると、出口 NO_x 排出指数が低下する。

(6) 燃焼器内の NO/NO_x モル比は、ライナからの空気噴流によって影響を受ける。 NO/NO_x モル比が著しい低下を示すには、 $\phi_g \approx 1$ の状態から $\phi_g < 0.5$ 程度に希釈される場合と推定される。

以上述べたように、 NO_x 排出レベルは、 NO_x の主生成領域の空間的ひろがりの組合せの結果として、定性的に説明するにとどまった。この組合せは最大断面平均風速、燃料分散特性、ライナ空気孔配置などの、作動因子や構造因子などによって変化し、一般的な排出低減化の指針を与えることに困難を感じる。しかし本報告に述べた、(1)ライナ上流部における空気量配分、(2)2次空気孔配置の変更、(3)燃料分散特性の変更などによる NO_x 生成領域の短縮化により、30%程度の排出低減化は容易であることが判明し、かつ低減化に対応した内部状況の変化についての知見を提供することが出来た。

文献 11) では、 NO/NO_x モル比と NO_x 排出指数の間に比較的明瞭な関連を認め、 NO/NO_x モル比を NO_x 低減化の可否を判断する指標としたが、図 17 および図 19 から明らかなように、 NO/NO_x モル比の減少と NO_x 排出指数の減少に対応関係は認められず、 NO/NO_x モル比を低減化の指標とすることは一般的でないと判断される。 $\text{NO} \rightarrow \text{NO}_2$ の変換による NO/NO_x モル比の変化は、3.3.4 に述べたように高温燃焼ガスの空気噴流による急冷の結果とみられ、したがって1次燃焼領域の動作状態によって NO/NO_x モル比と NO_x 排出指数の変化の対応関係がことなるものと考えられる。 NO/NO_x モル比の減少に対応して NO_x 排出指数が減少するのは、1次燃焼領域が燃料希薄側の動作状態となり、その結果 NO_x 排出指数が低下する場合であると考えられる。

本研究の高圧燃焼実験にあたっては、航空機公害研究グループの堀内正司技官と原動機部の石井浅五郎技官の御指導と御援助をいただいた。ここに改めて感謝の意を表わします。

参考文献

1) "Control of Air pollution from Aircraft and Aircraft Engines, Emission Standard and Test procedures for Aircraft" Federal Register, Volume 38, Number 136, 1973.

2) Richard A. Rudey and Erwin E. Kempke, Jr.: "Technology for Reducing Aircraft Engine pollution" NASA TMX-71670.

3) 鈴木邦男, 江口邦久, 斎藤隆, 石井浅五郎, 山田秀志: "航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (IV) — 一次燃焼領域模型による内部ガス濃度の測定 —", 航技研資料 TM-288, (1975-12)

4) 鈴木邦男, 斎藤隆, 石井浅五郎, 山田秀志: "航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (V) — 箱形燃焼器の内部ガス測定結果 —", 航技研資料 TM-306, (1976-8)

5) 斎藤隆, 鈴木邦男, 山田秀志, 酒井規行: "ガスタービン缶形燃焼器の NO_x 排出特性と内部組成", 日本ガスタービン学会第4回定期講演会, pp67~72, (昭和51年6月4日)

6) 大塚貞吉, 斎藤隆, 堀内正司, 本間幸吉, 宮坂彰: "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", 航技研資料 TM-166 (1969-11)

7) Nicholas R. Marchionna, Lavy A. Diebl and Artbur M. Trout: "Effect of Inlet-Air Humidity, Temperature, Pressure, and Reference Mach Number on the Formation of Oxide of Nitrogen in a Gas Turbine Combustor" NASA TN D-7396, October 1973.

8) K. Suzuki, A. Ishii, T. Saito and N. Sasaki: "An Experimental Study of NO_x Emission Control of Gas Turbine Combustors", 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, paper No 21 (May 1977)

9) N. P. Cernansky and R. F. Sawyer: "NO and NO_2 Formation in a Turbulent Hydrocarbon / Air Diffusion Flame", Fifteenth Symposium (International) on Combustion, pp1039/1050 (August 1974)

10) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 相波哲朗, 石井浅五郎, 広瀬健樹: "高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究", 航技研報告 TR-143 (1967-10)

11) 鈴木邦男, 斎藤隆, 山田秀志, 平田宏: "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_x の測定結果 —", 航技研資料 TM-274, (1975-1)

既刊資料

TM-340	ガスタービン用うず巻形燃料噴射弁のスクワア空気流による噴霧角の変化	1977年12月	鈴木邦男, 黒沢要治, 小倉五郎
TM-341	実系のシミュレーションを考慮した剛体ロケットの高精度・多目的軌道角析プログラム—RMAP—	1977年12月	小口美津夫, 大坪孔治, 新田慶治, 森英彦
TM-342	航技研 2m×2m 遷音速風洞の気流乱れに関する特性試験	1978年1月	河合伸坦, 小国保男, 鈴木正光
TM-343	風車通過によるウエーク減衰に関する実験	1978年2月	五味光男
TM-344	航技研 FACOM230-75 アレイプロセッサシステムセンタルーチンの作成	1978年3月	中村孝, 石塚只夫, 吉田正廣
TM-345	大型低速風洞データ処理システムについて(1)—システムの更新と計測のオンライン化—	1978年3月	桑野尚明, 星野秀雄, 室田勝一
TM-346	低温における CERP 多層積層材の層間せん断強度と曲げ強度	1978年3月	松嶋正道, 古田敏康
TM-347	極超音速風洞騒音対策	1978年3月	橋本登, 和田勇, 大平景司, 河野長正, 小山忠勇
TM-348	一次方程式系の解法, II —一般の正方行列を係数行列とする場合—	1978年4月	福田正大, 小松増美, 末松俊二
TM-349	非軸対称平頭物体の超音速風洞実験	1978年4月	河本巖, 清水福寿, 野田順一, 関根英夫, 石田清道

航空宇宙技術研究所資料350号

昭和53年5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 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
