

UDC 628.512:
621.454:
621.43.068

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-230

航空用ガスタービン燃焼器における

排気制御の研究(I)

—現状とその検討—

齊藤 隆・鈴木邦男

1972年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	植崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (III) —管内の燃料・空気二相流への熱伝達—	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞M9ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について	1971年1月	西村英明, 白井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄
TM-196	NAL-16H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田亘洋 白井正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部俊夫
TM-199	航空機用ヒータの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内正司, 本間幸吉 矢萩 恵一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸尾治朗, 小野孝次 矢沢健司, 塚野雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代富文, 岡部祐二郎 清水昭紀, 伊藤克弥 西村久男
TM-204	サーボ機構の過渡応用改善用デジタルコントローラについて	1971年7月	小川 鉦一, 島村正人
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男

航空用ガスタービン燃焼器における

排気制御の研究 (I)*

—現状とその検討—

青藤 隆**・鈴木邦男**

1. まえがき

自動車や工場などの排気による大気汚染が重大な社会問題となり、清浄な大気の回復のためにきびしい排気規制が必要となって、排気制御対策の確立が急がれている。航空機の排気については、排煙を除いては問題が重大化している状況ではないが、予想される航空機の大型化や使用頻度の増加に伴い、排気中の大気汚染物質の抑制技術の確立は不可欠のものとみられている。

ガスタービン燃焼器の内部では、燃料の噴射につづく、蒸発・混合・着火・燃焼および火炎伝ば等、相互に干渉し合う物理的・化学的過程を含み、内部の理論的解析はきわめて困難である。このため、現在のところ燃焼器の出力性能に関してさえ一般に適用出来る設計法が確立していない状態であり、燃焼器内部の化学反応過程に強く支配されるとみられる大気汚染物質の生成については、燃焼器の作動条件との関係を量的正確さで予測することは勿論、定性的にも一般性をもった予測が困難な場合が多い。

ガスタービン燃焼器から排出される大気汚染物質の抑制対策についての研究を開始するあたり、ここ数年來行なわれるようになった関連ある研究を展望し、問題点を抽出して抑制対策技術の確立をいかなる方向から行なうべきかを検討した。

2. 航空機による大気汚染物質排出の現況と問題点

近年、自動車や工場などから排出される大気汚染物質による公害が大きな社会問題となっている。航空機用エンジンの排気による公害問題は、ターボジェットエンジンが定期航空機用に採用された1950年代末に、まづその排煙が着目されるようになり、1960年

にはジェット機による大気汚染についての最初の総合的な調査結果が報告された¹⁾。表1に示すように、航空機の使用頻度の飛躍的な増加によってその排気の規制が問題となろうとしている²⁾。表2および表3にロスアンゼルスでの調査による大気汚染源を示したが、交通機関によるものが60%と非常に高い値を示している。また、ジェット機によるものは平均して自動車からの排出量の1%程度であり、現在のところ広域的大気汚染源としては問題が少ないと考えられている。将来、自動車の排気の規制による大気汚染物質の減少と、航空機の機種の変更や飛行頻度の増加による大気汚染物質の排出量の増加を考えると、今後10年位の間では広域的大気汚染への影響という点では問題にシなくてもよいと考えられている⁴⁾。しかしながら、表4に示す単位面積当りの大気汚染物質の排出量(排出密度)についての、空港および周辺地区の比較

表1 ロスアンゼルス地区における1日の平均飛行数³⁾

飛行機の型	1964	1968	パーセント 変化
ヘリコプタ	414	588	+42%
ピストンエンジン機			
単発	5260	8360	+59%
双発	918	1030	+12%
四発	362	254	-30%
ガスタービンエンジン	738	1505	+104%
総飛行数/日	7692	11737	+53%

表2 大気汚染源 (アメリカ・ロスアンゼルス)³⁾

公害源	%
交通機関	60
工場	19
発電所	12
暖房	6
塵埃焼却	3

* 昭和46年1月25日受付

** 原動機部

表 3 燃焼による大気汚染物質排出量の比較 (ロスアンゼルス 1969)²⁾

大気汚染物質	一日平均放出量 (トン/日)			
	自動車	動力源		ジェット機
		4月15日~11月15日	11月16日~4月14日	
固形微粒子	43	1	6	11
一酸化炭素	9282	Neg	Neg	24
窒素酸化物 (NO _x 換算)	624	135	145	7
炭化水素	1677	6	6	61
硫黄酸化物 (SO ₂ 換算)	31	115	115	3
合計	11657	170	272	106

表 4 空港における航空機からの汚染物排出密度と周辺地区における汚染物排出密度⁴⁾

領 域	平均排出密度 (1967) 1000 kg/日・km ² (b)				
	面積 km ² (a)	CO	有機物	NO	粒状物質
New York City:					
J.F. Kennedy International Terminal	11.7	10.2	3.7	0.37	0.09
Queens County	293	25.7	7.2	4.57	0.94
Kings County	197	21.6	6.1	5.11	2.11
National Capital:					
Washington National Terminal	2.3	25.5	3.7	0.57	0.19
Arlington County	66.8	27.8	4.4	1.58	0.46
Alexandria City	40.7	20.4	5.1	4.00	0.85
Washington, D.C	159	27.2	6.8	3.24	1.02
Los Angeles:					
Los Angeles International Terminal	7.8	15.9	6.2	0.57	0.14
Los Angeles County	10,455	4.3	1.1	0.33	0.04
Los Angeles Basin	3,238	13.8	3.7	1.10	0.14

(a) 航空機の作動に要する見積り面積: 全空港面積より小

(b) 地上作動による排出量のみによる排出密度

表 5 ロスアンゼルス空港における商用ジェット機の作動による大気汚染物質排出量²⁾

年	定期航空 飛行数/日	燃料消費量 m ³ /日	大気汚染物質排出量: ton/日					
			粒状物質	CO	NO _x (NO ₂ 換算)	炭化水素	SO ₂	合計
1969	973	806	7	16	5	40	2	70
1975 (予測)	2000	1658	14	33	10	82	4	143

からも明らかなように、空港での排出密度は周辺地区に比較して少ないとは云えず、空港周辺の局地的な大気汚染という点から、航空機による大気汚染物質の排出量が重要な意味をもっている。以上のごとく、現在のところ航空機の排気については、地上および空港に近い低空作動時の排気が大気汚染にもっとも大きな影響をもつものとみられている。

1967年においても、アメリカの民間航空機の燃料消費量のうち90%に近い3,450t(一日平均)がジェットエンジン用燃料であること、および表5に示したように今後ジェット機が増加することと大型化する傾向にあることから、ジェットエンジンの排気に着目することが必要である。以下、主としてジェットエンジン(航空用ガスタービン)航空機について問題を取り扱うことにする。

ガスタービンエンジンから排出される大気汚染物質のうち重要なものは、自動車の場合と同様に、CO、炭化水素、窒素酸化物(NOx)および粒状物質(Particulate)である。図1にガス状の大気汚染物質の排出濃度と作動条件の一例を示した。一般にCOと炭化

水素の排出濃度はアイドリング状態で高く、全負荷では無視出来る程度であるが、NOは全負荷に近づくにつれ増大する。表6に航空機用エンジンから排出される大気汚染物質の濃度を後に述べる Emission Index ($EI = \frac{g(\text{汚染物質})}{kg(\text{消費燃料})}$) で示してある。また、表7

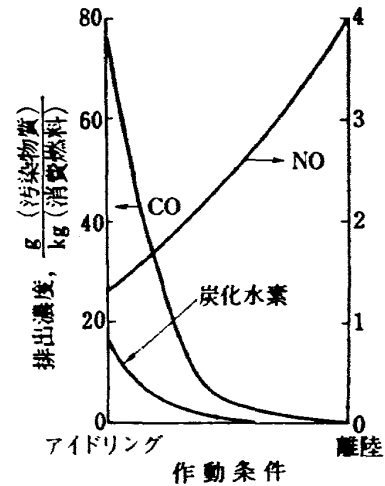


図1 ジェット・エンジンからのガス状大気汚染物質の排出濃度と作動条件⁵⁾

表6 航空機用エンジンからの大気汚染物質排出濃度⁴⁾

区 分	例	作 動 状 態	空燃比	Emission Index ($\frac{g(\text{汚染物質})}{kg(\text{消費燃料})}$)				
				CO	炭化水素	NOx	粒状物質	SO ₂
長 距 離 ジ ェ ツ ト 機	Boeing 707	アイドリング	133	174	75	2.0	0.3	1.0
	Douglas DC-8	着陸下降態勢	103	8.7	16	2.7	1.1	1.0
	エンジン: {P & W. JT-3D (ターボファン)}	離陸, 上昇	75	0.7	0.1	4.3	0.6	1.0
中 距 離 ジ ェ ツ ト 機	Boeing 727	アイドリング	132	50	9.6	2.0	0.6	1.0
	Douglas DC-9	着陸下降態勢	108	6.6	1.4	2.7	2.7	1.0
	エンジン: {P & W. JT-8D (ターボファン)}	離陸, 上昇	69	1.2	0.6	4.3	2.5	1.0
事 務 用 ジ ェ ツ ト 機	Lockheed jester	アイドリング	127	118	11.5	2.0	0.1	1.0
	North American Sabreliner	着陸下降態勢	91	11	0.6	2.7	0.4	1.0
	エンジン: {P & W. JT-12 (ターボジェット)}	離陸, 上昇	58	4	0.3	4.3	0.3	1.0
タ ー ボ ロ ッ プ 機	Lockheed Electra	アイドリング	106	24.8	8.1	3.7	0.6	1.0
	Fairchild Hiller FH-227	着陸下降態勢	133	1.6	0	2.9	1.0	1.0
	エンジン: {Allison 501-D13 (ターボプロップ)}	離陸, 上昇	57	2.3	3.2	3.1	0.8	1.0
ピ ス ト ン 機	Douglas DC-6	アイドリング	10.0	600	160	0	2	0.2
	Convair 440	着陸下降態勢	12.0	800	60	5	2	0.2
	エンジン: {P & W. R-2800 (星型ピストン)}	離陸, 上昇	9.5	1250	190	0	2	0.2

表 7 各種エンジンによる汚染物質排出濃度⁶⁾

エンジン	汚染物質排出濃度 $\left(\frac{\text{g(汚染物質)}}{\text{kg(消費燃料)}} \right)$		
	CO	炭化水素 (ヘキサン換算)	NO
スパーク・イグニッション (48 km/h)	241	6.1	16.3
スパーク・イグニッション (冷時始動)	513	35	14.5
スパーク・イグニッション	407	35	13
再熱器付ガスタービン (48 km/h)	5.3	0.3	13.5
ガスタービン (冷時始動)	50	1.1	9.8
航空用ターボジェット	3.3	0.4	5.5
航空用ターボジェット	19	2	5

に各種エンジンからの排出濃度の比較を示してあるが、これからスパークイグニッションエンジン（ガソリン機関）に比較して、ガスタービンエンジンからの排出濃度は CO で 1~10%、炭化水素で 1~20%、NO で 30~80% の値を示し、特に NO(または NO_x) と粒状物質の排出濃度が相対的に高く、これらの抑制対策の重要性を示している。ガスタービンからの排煙は、動植物に対する有害成分を含んでいないと考えられており、主として視界を妨げる点から問題とされている。窒素酸化物はそれ自身の毒性に加えて、いわゆる光化学スモッグの発生に関与することからその抑制がいそがれているが、ガスタービンの高温化、高圧化にともなってその排出量が増大することが予想される一方、ガスタービン燃焼器内での発生機構について不明な点が多く、その抑制技術に関する研究が重要になっている。

3. 航空機用ガスタービンエンジンからの大気汚染物質の排出抑制対策とその問題点

前に述べたように、航空機による大気汚染については、現在のところ空港を局地汚染に関係する固定汚染源とみなすべきで、地上および低空での作動条件においてエンジンから排出される大気汚染物質の総量を抑制するためには、排出濃度を低減化すると同時に作動時間の短縮をはかることが必要であり、次のような項目の改変または修正が考えられる。

- a) エンジン
- b) 燃料性状
- c) 航空機の機体
- d) 飛行パターン

これらを総合してもっとも実用性の高い経済的な抑制対策をとる必要があるが、ここでは主としてエンジン

の設計変更に関係する事項を述べる。

設計変更によって大気汚染物質の排出抑制をはかる場合に問題となる項目として次のようなものがある。

a) 現在のエンジンの出力性能をなるべく低下させないこと。

b) 各汚染物質の排出抑制方法は互に矛盾することがあるため、設計上これらの妥協点を見出すこと。航空機用ガスタービン燃焼器内での大気汚染物質の発生機構は、ボイラや定置式ガスタービンなどの連続燃焼装置内のそれと同様と考えられる。しかしながら航空機用として要請される軽量高負荷という条件から、汚染物質の排出抑制対策の方向が制限を受ける場合が多いと考えられる。

排煙の抑制についての研究は相当広範囲にわたって行なわれていて、実用エンジンとしても P & W 社の JT-8D (スモークレス)、JT-9D、GE 社の CF-6 などのように、現在の許容限界を満足するエンジンが出現しているが、将来に対してはさらに効果的な抑制技術の開発が望まれている。一方、他の汚染物質に対する抑制技術については、現在のところ十分な対策が確立していない状態であり、特に NO_x の排出については不明な点が多く、排出濃度とエンジンの作動変数間の関係も必ずしも明確ではない。

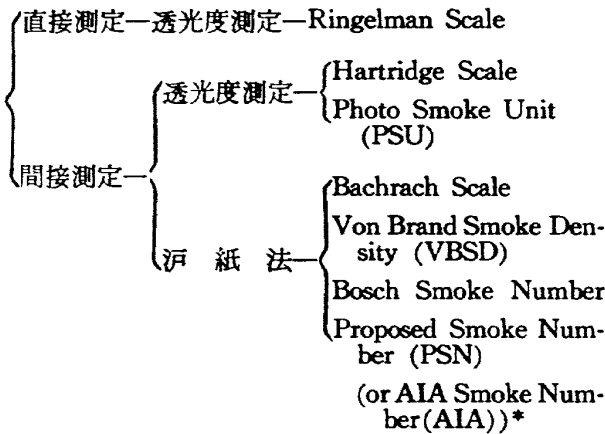
4. 排 煙

ガスタービンエンジンから排出される煙は、0.01~1 μ 程度のほぼ純粋なカーボン粒子からなり、ディーゼル機関の排煙中に含まれる 3・4-ベンツピレンのような発がん性物質を含まないことが認められている⁷⁾。おもな問題点は、これらの粒径がおおむね可視領域の波長に一致するため、大気中に極く少量含まれる場合でも光をよく吸収・散乱し、大気の visibility

(視界)を悪化させることである。HEW の報告⁹⁾によると排気中に重量比で 0.005% 程度含まれる場合にも大きな問題となる。したがってカーボン粒子の排出量と同時にその粒度分布が重要な因子になる⁹⁾。

4.1 排煙濃度の表示法と許容限界

排煙濃度の計測法および表示法については文献 10) に詳細に解説されているが大別して下のようになる。



ガスタービンの排気濃度は、排気を横断する光の透光度を直接測定するのがもっとも望ましい。しかしながら現在広く用いられている Ringelmann 法は観測者の目視による方法で、観測者の主観や観測時の排煙の周囲条件に影響される欠点をもっている。これらの欠点を除去するために、排煙と排煙の存在しない点を同時に写真撮影し、これを現象した後フィルムの黒度を光电測定する方法など機器による計測法が提案されている⁴⁴⁾。しかし現在のところ信頼性の高い方法としては一般に間接的な沔紙法が採用されているようである。

この方法は排気を試料採取管を通して吸引し、沔紙上に排煙を採取してその反射率を計測するもので、沔紙単位面積当りの通過ガス量や表示方法によって多くのスケールがある。図 2 に各種スケールの相互関係を示す。

エンジンの排気量によって許容限界は異なるが、現用の大型エンジンについては、PSN=25~30 程度を限界値としているが、一定の規制値は現在のところ決定されていない。

4.2 排煙の排出原因

火炎中のカーボンの生成機構については現在のところ不明な点が多く、生成の速度式が確立していないのみかカーボンの生成に関してどの化学種がもっとも重要な関係をもつかについても定説のない状態である。しかし炭素生成は比較的分子量の炭化水素から、

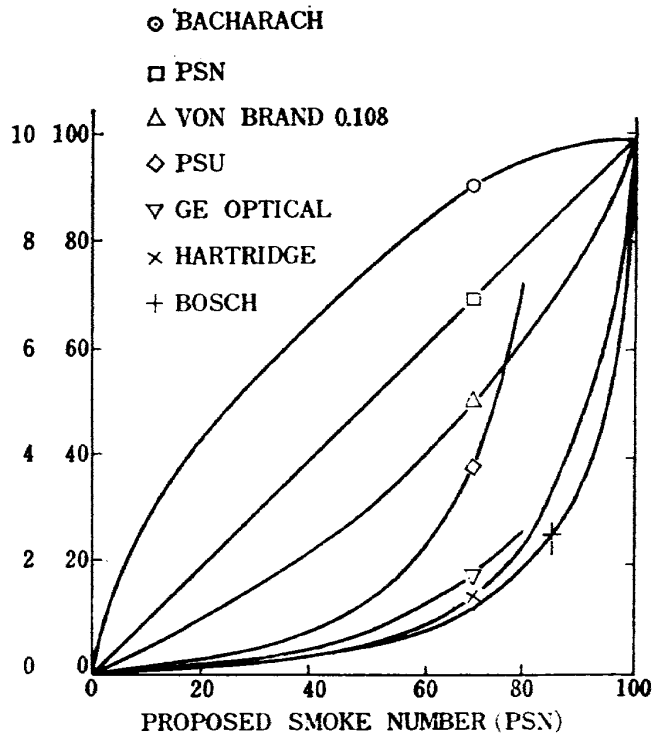


図 2 排煙濃度の相互関係¹⁰⁾

50,000 程度の炭素原子を含む C/H 比の大きい固体炭素質を生成するわけで、いずれの経路をとにしても脱水素と重合または凝縮がともにおこる必要がある。文献 47) に発生機構について要約されているように、これらの過程がどのような時間的關係で起こるか、またこれらの過程にともなって生ずる中間生成物などについて大別すると、次の 3 つの考え方があ

- (1) 脱水素ののちに重合が起こるとする考え方。
- (2) 重合ののちに脱水素が起こるとする考え方。
- (3) 脱水素と重合が同時に起こるとする考え方。

これらのうちで、(3)の考え方が現在もっとも確からしいと認められており、代表的なものは Porter⁴⁸⁾ によるアセチレン説である。その主要過程は次のようなものである。



ここで X は燃料の種類により異なる中間生成物、Y はすべての燃料に共通な中間生成物である。

実験室的な火炎の燃焼条件とカーボン発生量については多くの実験がなされていて、カーボンは燃料過濃の領域で発生することが一般に認められている。また、生成したカーボン粒子の燃焼による消滅過程については比較的判明していることが多く、これからエンジンの作動条件と排煙濃度についてある程度の定性的な説明は可能である。

- (a) 予混合炭化水素～空気火炎についてのデータ
図 3 に示すように、平衡的にはカーボン生成に關す

* AIA: Aerospace Industries Association of America の略

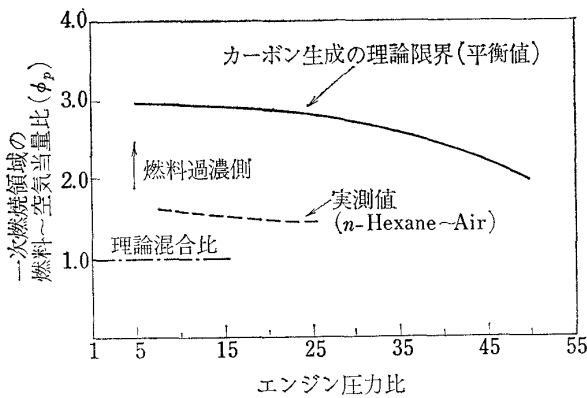


図3 カーボン生成についての限界当量比 (平衡値および実測値)¹¹⁾

る燃料濃度の限界値は、燃料~空気当量比 ϕ (ϕ =実際の燃空比/理論燃空比) にして常圧付近で $\phi \doteq 3$ と計算されており、圧力の増加とともに、限界当量比はわずかに低下する。図3中実測値として示したものは、MacFarlane ら¹²⁾ の炭化水素~空気予混合炎についてのデータの一例であるが、彼等によって実測された結果を燃料の種類別に図4に示す。これによるとカーボン生成の限界当量比は圧力によってほとんど変わらずに $\phi \doteq 1.5$ であること、限界当量比以上の一定当量比では圧力の増加によって急激にカーボンの生成量が増加することが認められる。実測によるカーボン生成の限界当量比 ($\phi \doteq 1.5$) が平衡値 ($\phi \doteq 3$) を下まわることから、生成するカーボンは一般に反応中間体とみなすことが可能で、この酸化消滅が他のガス反応に比較しておそいことのために排煙として排出されるものと考えられている。

(b) ガスタービン燃焼器内のカーボン生成領域

ガスタービン燃焼器 (図5) は一般に図6に示すような3つの領域に分けて考えられている。すなわち、

- (I) 保炎性能をおもに考える一次燃焼領域 (Z_p)
- (II) 燃料のほとんど全部を完全燃焼させる二次燃焼領域 (Z_s)
- (III) 燃焼ガスの希釈混合を行なう希釈領域 (Z_d)

液体燃料を噴射する噴霧形燃焼器の場合、各領域の空燃比 (n) の見積りの例¹³⁾を図中 n_p , n_s として示した。一次燃焼領域の空燃比 n_p は、着火性能、火災安定性などの点から、設計点において理論混合比 $n=15$ より燃料過濃になるように設計する。したがってカーボン生成は主としてこの領域で起ると考えられる。噴霧形燃焼器内でおこる燃焼過程をさらに詳細に考慮して、Toone¹⁴⁾ は燃焼器を図7(a)に示すような5つの領域に分割している。図7(a)中の領域IIIは火災

保持上重要な機能をもつ領域であるが、ここは一般に高温かつ低酸素濃度の領域であり、この領域の上流部に相当する領域V (カーボン生成領域) は、燃焼の噴霧円錐 (領域I) の内側にあり、ここで高温低酸素濃度の循環流領域ガスと燃料が混合し、燃料の脱水素や重合等の結果カーボンが生成すると考えられている。図7(b)は、 $1.4 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$ の圧力条件下で燃焼器内の酸素濃度分布を実測したもので、酸素濃度分布と上に述べた燃焼器内の燃焼構造との間に明確な対応がみられる。循環流領域中心部では酸素濃度は3%(V/V)に低下し、ライナ壁面に向かって濃度が増加している。図8は図7(a)の断面Aでの組成分布を示したもので、燃料噴霧円錐は未燃焼燃料濃度のピーク付近にあるとみられ、カーボン濃度は酸素濃度が7%(V/V)以下の中心部で大きな値を示し、燃料噴射付近傍にカーボン生成領域があるのは明らかである。また、排煙濃度は燃焼器内圧力の増加にともなって急激に増加するが、この関係の実測例を図9に示した。圧力の増加によって排煙濃度が増大するのは、図4の予混合炎のデータに見られるように、圧力増加とともに一定混合比においてもカーボンの生成量が増大すること、燃料の噴霧角が圧力の上昇に伴って小さくなること、および燃料液滴の貫通度低下のため燃料~空気間の混合状態が悪化して局所的な燃料過濃領域が増加するためと考えられる。

(c) カーボン粒子の燃焼

図8に示したように、燃焼器上流部の断面Aでは最高 $2600 \mu\text{g/l(s.T.p)}$ もの多量のカーボンを検出したが、下流部の断面Cでの実測によると $10 \mu\text{g/l(s.T.p)}$ 以下とほとんど無視出来る値を示した。また、Durrant¹¹⁾, Faitani¹⁵⁾, Gross-Gronowski¹⁶⁾ らは、空燃比一定の条件で燃焼器出口過度を高めると排煙濃度が急減することを認めている (図10)。これらはいずれも、排煙濃度がカーボンの生成量と同時に、引続いておこるカーボン粒子の燃焼過程に強く依存することを示している。

一般にカーボン粒子の燃焼速度は、温度や粒径によることは勿論、酸化剤 (空気) の粒子表面への拡散速度と表面における化学反応速度によって支配されるが、Essenhigh¹⁷⁾ らは 25μ 以下のカーボン粒子の燃焼については拡散過程は重要な因子にならないことを示しており、ガスタービン燃焼器内でのカーボンの燃焼を考える場合には、主として表面での反応速度を考慮すればよいとみられている。実測された反応速度のデータをガスタービン燃焼器内の条件に適用した計算

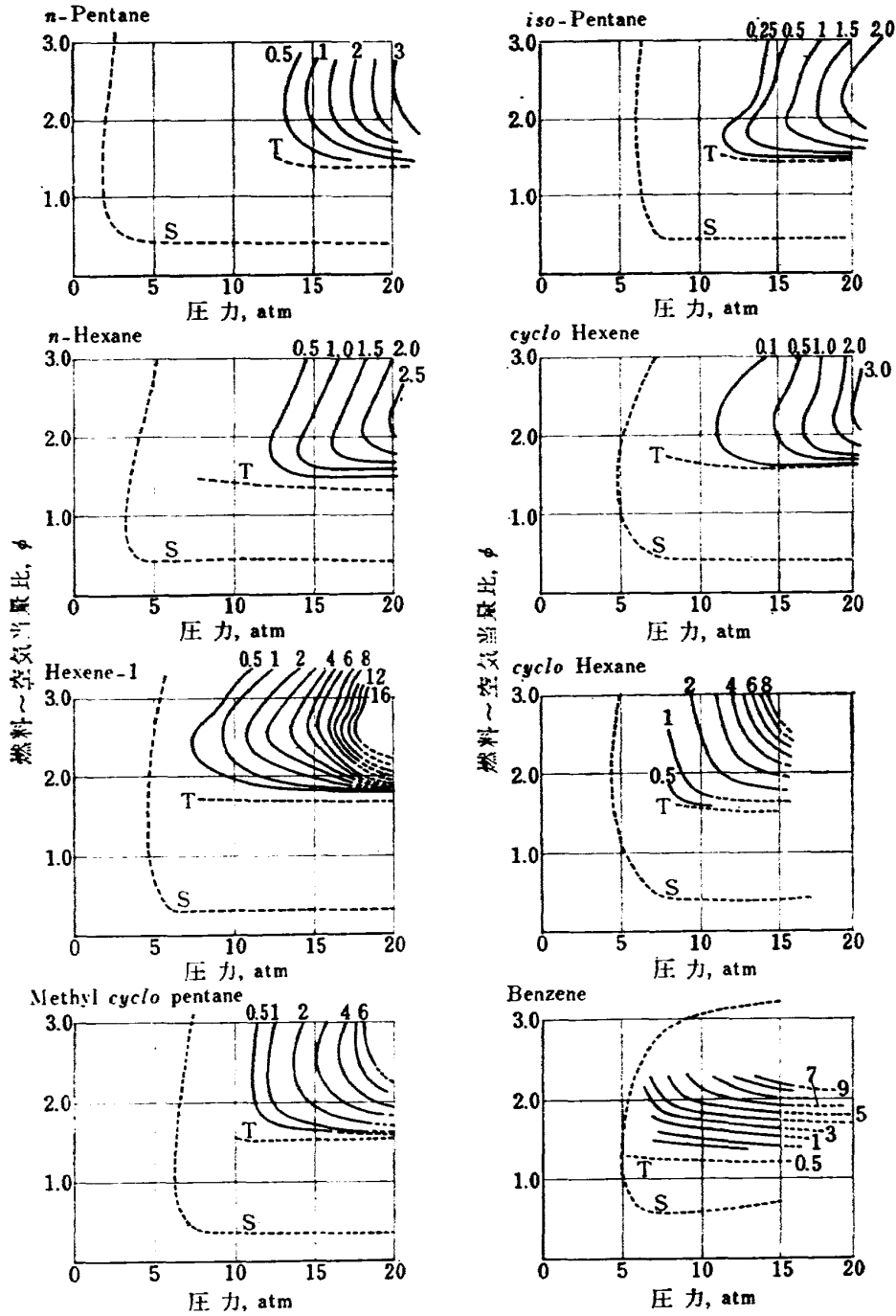


図 4 カーボン生成量におよぼす圧力と当量比の影響¹²⁾

T: カーボン生成の実測限界当量比

S: 火炎安定限界

図中の数字は $\frac{\text{生成炭素重量}}{\text{燃料中の炭素重量}} (\%)$ を示す。

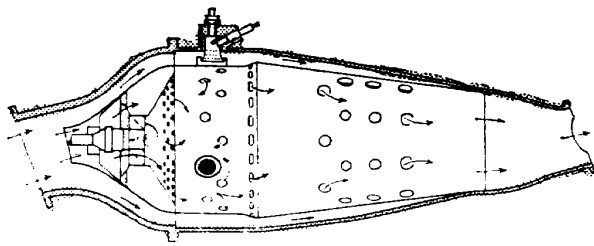


図 5 Lucas 社の燃焼器

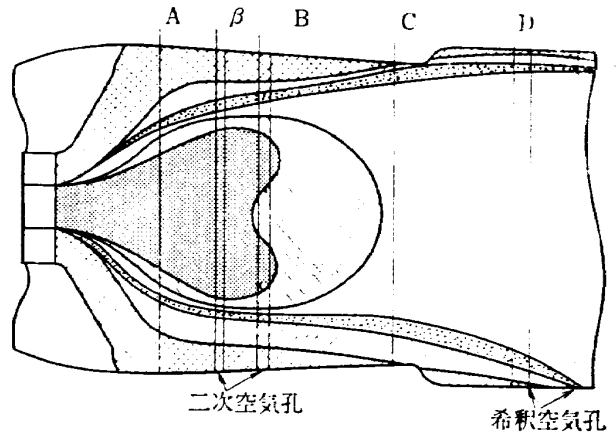
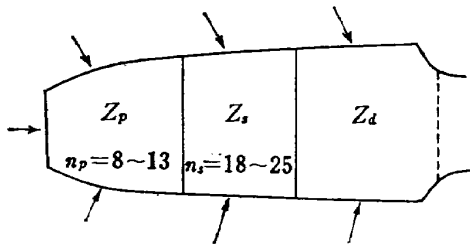
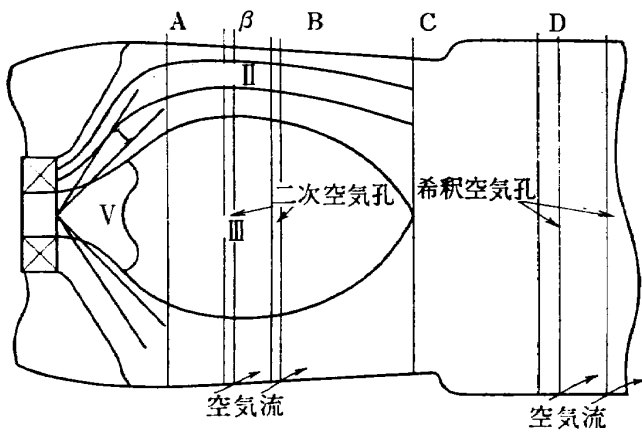


図 7(b) ガスタービン燃焼器内の酸素濃度分布¹⁴⁾
(Dart エンジン燃焼筒, 空燃比 ≈ 60 ,
圧力 $\approx 1.4 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$)



Z_p : 一次燃焼領域
 Z_s : 二次燃焼領域
 Z_d : 希釈領域

図 6 ガスタービン燃焼器の空気量配分



I 燃焼噴霧円錐
 II 一次反応領域
 III 循環流領域
 IV 希釈領域
 V 炭素生成領域

図 7(a) ガスタービン燃焼器内の燃焼構造¹⁴⁾

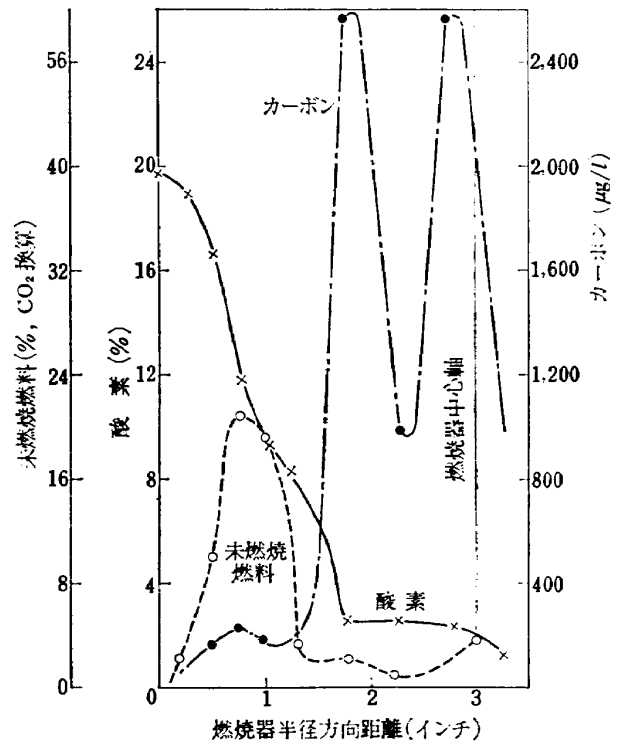


図 8 燃焼器内濃度分布¹⁴⁾
(図 7(a) 断面 A)

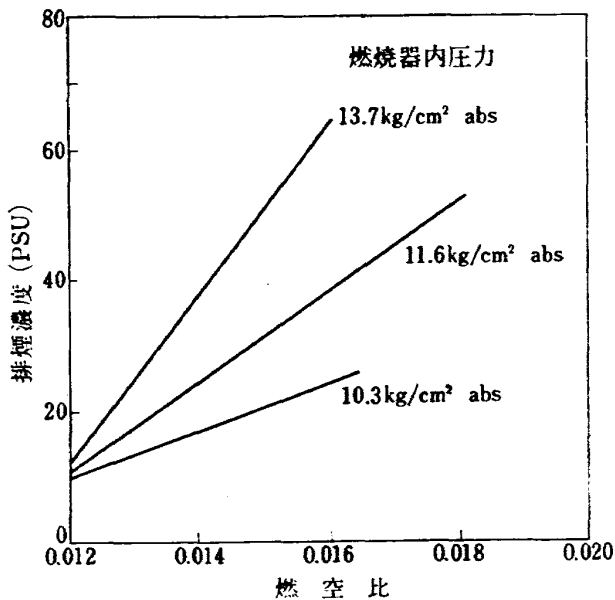
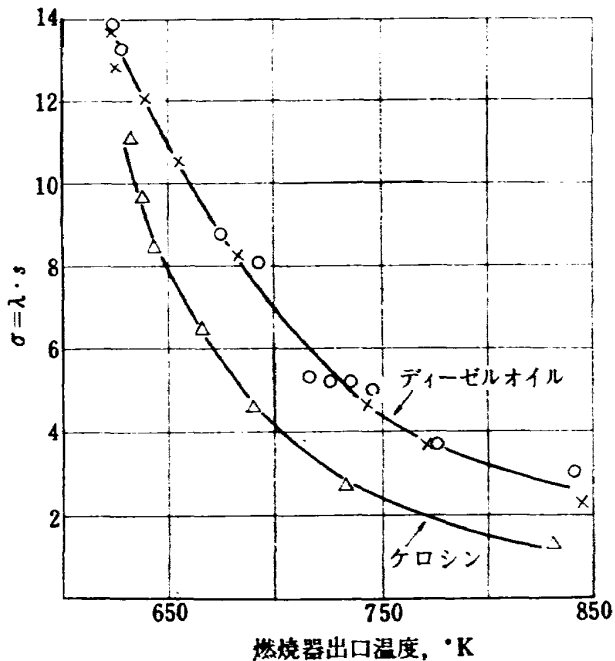


図 9 ターボプロップエンジンの排煙濃度¹⁴⁾



λ: 空気過剰率
s: 排煙濃度 (Bosch Smoke Number)

図 10 修正排煙濃度(σ)と燃焼器出口温度の関係¹⁶⁾

結果によると、一次燃焼領域で生成したカーボン粒子は、そのほとんどが一次燃焼領域の他の部分と二次燃焼領域で消滅することを示している¹⁸⁾。

Norgren は一次燃焼領域内のカーボン濃度を、一次燃焼領域での発光スペクトル強度の測定値より計算する方法を提案し、このようにして決定された一次燃焼領域のカーボン濃度 (g/cm³) と、沓紙法によって決定した排煙濃度 (スモークナンバー) から推定される

燃焼器出口でのカーボン濃度 (g/cm³) の比較を行なった。これらは、約 20 ata. で作動する実験用模型燃焼器を用いて実測したものであるが、一次燃焼領域と燃焼器出口でのカーボン濃度の比は 100~1000 の値を示し、この値は排煙濃度の異なる燃焼器間で差のないことを示している⁴⁵⁾。

4.3 排煙抑制対策と問題点

上に排煙の排出機構について燃焼過程に関係する事項を述べたが、次に排煙抑制対策として燃焼器の設計に関する事項と、使用する燃料性状および排煙抑制用添加物について述べる。現在のところ次に述べる理由により燃料性状の変更や添加物を使用することは一般には行なわれていない。

(a) 燃料性状および添加物の効果

現在一般に使用されている炭化水素系燃料の性状のちがいによる排煙濃度の変化については多くの報告がなされていて (14) 19) 20) 21)), いずれの場合も図 11 に示すように燃料の炭素/水素重量比の小さい燃料ほど排煙濃度の低いことを示している。図 12 は排煙抑制対策を構ずる前の JT-8D エンジンの離陸推力時における排煙濃度を示したものであるが、わずかにナフサ系燃料のみが許容限界以下の値を示している。しかしナフサ系燃料を用いることは、蒸気圧が高いことのために、蒸発損失の大きいこと、火災防止上に問題があり、加えて経済性の上の難点のため一般航空機用として採用するには難点があり、近い将来に現在用いられている燃料性状を変更して排煙の抑制をはかることは現実的ではないと考えられている。一方、燃料添加物による排煙抑制効果は非常に大きく、一例として JT-8D エンジンの離陸推力状態での結果を図 13 に示す。

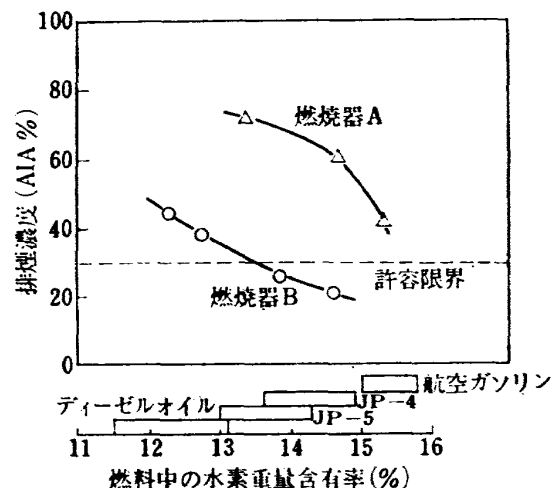


図 11 燃料性状と排煙濃度²⁰⁾

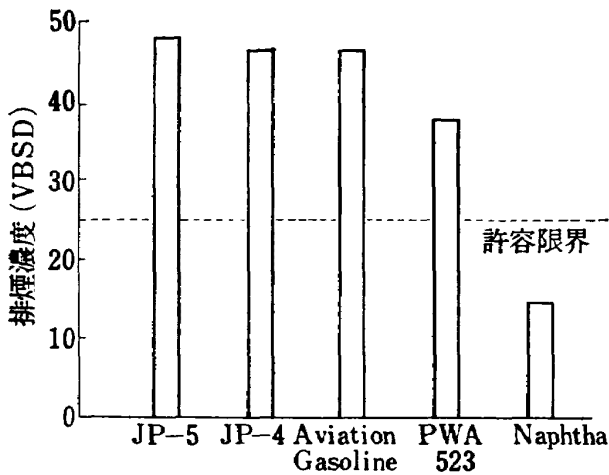


図 12 JT-8D エンジンの排煙濃度²¹⁾
(離陸推力時, 排煙抑制対策前)

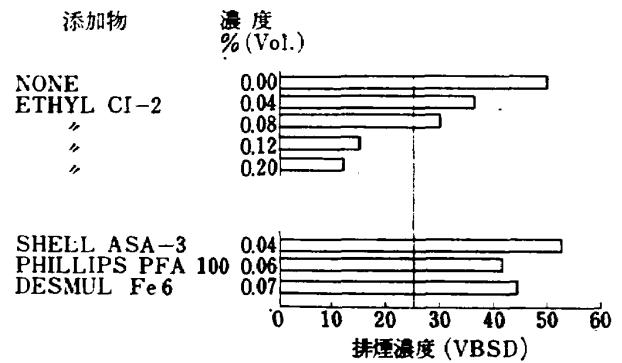


図 13 排煙濃度におよぼす添加物の効果²¹⁾
(JT-8D, 離陸推力時)

表 8 排煙抑制用に試験された物質の例²²⁾

添加物番号	濃 度	有 効 成 分
No. 1	0.1~0.5% (vol)	バリウム化合物
2	0.008~0.08% (vol)	マンガン化合物
3	0.1~0.3% (vol)	アルキルナイトレート
4	0.01~0.10% (wgt)	鉄化合物
5	0.1% (wgt)	鉄化合物
6	0.5 gm metal/gal	珪素化合物
7	0.1~0.3% (vol)	鉄化合物
8	3 ml/gal	アルキル鉛
9	0.3% (vol)	バリウム化合物
10	0.65% (vol)	有機過酸物

排煙抑制に効果の大きい燃料添加物は表 8 に示すような金属有機物で, 特にバリウム, マンガンおよび鉄の化合物の効果が大きい。これらのうち, 特にバリウム化合物を添加する場合には, 燃焼器のライナ壁やタービンバケットに炭酸バリウムの堆積を生成することが問題となった。エチル社の排煙抑制剤 (CI-2) は表 8 に No. 2 として示したマンガン化合物で, これは良好な排煙抑制効果と共に堆積物の生成の少ない点ですぐれたものであるが, 長時間運転を行なう場合にはこの問題が完全には解決されていない状態で, 更に高性能の添加物の開発が続けられている。また, 添加物が大気中に排出される場合, これらの有害性については現在のところ不明な点が多く, この点を解明しない限りこれらの使用には問題がある。CI-2 の排煙抑制機構については不明な点が多いが, 添加物を使用した場合にも燃焼器内の全輻射量が変わらないことから, これらはカーボンの生成を抑制するのではなく,

ひきつづいておこるカーボン粒子の燃焼過程を促進するように作用すると考えられている¹⁹⁾。Toone¹⁴⁾ の実測によっても鉄化合物 (di-cyclo-pentadienyl-iron) を添加した場合, 一次燃焼領域内のカーボン濃度に変化のないことが確認されている。

(b) 燃焼器の設計変更による排煙抑制対策

排煙濃度を低下させるには, 一次燃焼領域で生成するカーボンを極力抑制すると共に, 引続いておこるカーボン粒子の燃焼を促進することが必要であるが, 現在までにとられている対策は主としてカーボン生成量の抑制に関連したものである。

一次燃焼領域でのカーボンの生成を抑制するためには, この領域の空燃比を極力大きくすることが重要であり, 主として次の基本的項目の実現をはかることになる。

- (I) 一次燃焼領域へ流入する空気量の増加をはかること。

(II) 一次燃焼領域内の混合を促進して、この領域内に局所的な燃料過濃の領域をつくらないこと。

一次燃焼領域の空燃比を増加させるために、この領域に流入する空気量を増すと、空気負荷率が增大する結果燃焼が不安定になりやすくなり、燃料希薄側での火炎吹消え限界に悪影響をおよぼしたり、高空での再着火性能も低下するようになる。また、図 14 に示すように混合を促進することによって排煙濃度を抑制出来るが、これは一方では圧力損失を増大させることになるなど、一般にエンジンの出力性能の低下をひきおこしやすい。図 15 に排煙抑制対策とそれに関連しておこる出力性能の面での問題点の例を示した。

したがって、技術的にはエンジンの性能に悪影響をおよぼすことなしに、排煙抑制に有効な対策を立てることが主要な課題となった。上に述べた排煙抑制に対する基本的な 2 項目の実現に関係する因子として、次のような事項が考えられた。

- (1) 一次燃焼領域への空気量配分 (一次燃焼領域の空燃比) (11), (14), (15), (19), (20))
- (2) 一次空気の導入方法 (11), (15), (20))
- (3) 空気旋回器の形状 (20))
- (4) 燃料の噴霧角および噴霧粒径 (11), (14), (15), (20))
- (5) 燃料の噴射圧力 (20), (15))
- (6) ライナの空気孔配置 (15), (20))

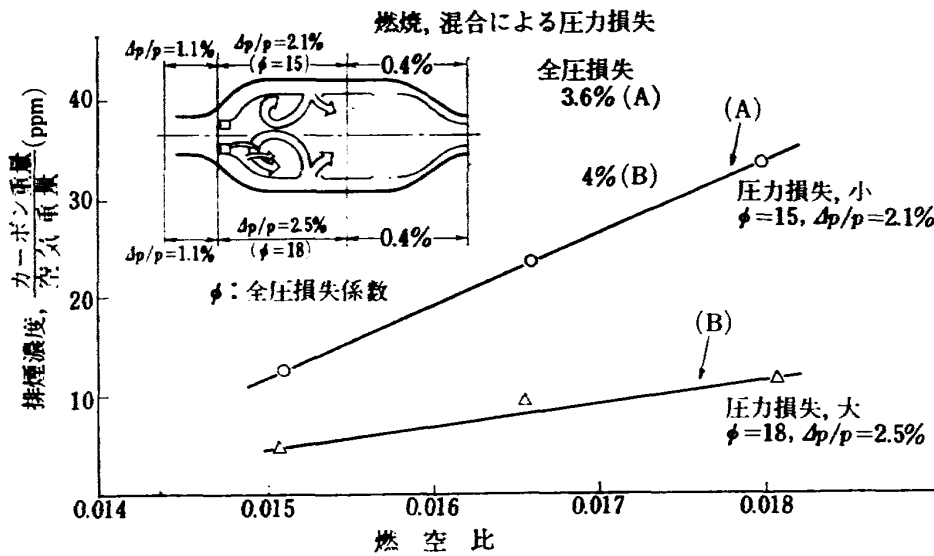


図 14 一次燃焼領域の混合促進の排煙濃度に及ぼす効果²³⁾ (Tyne エンジン)

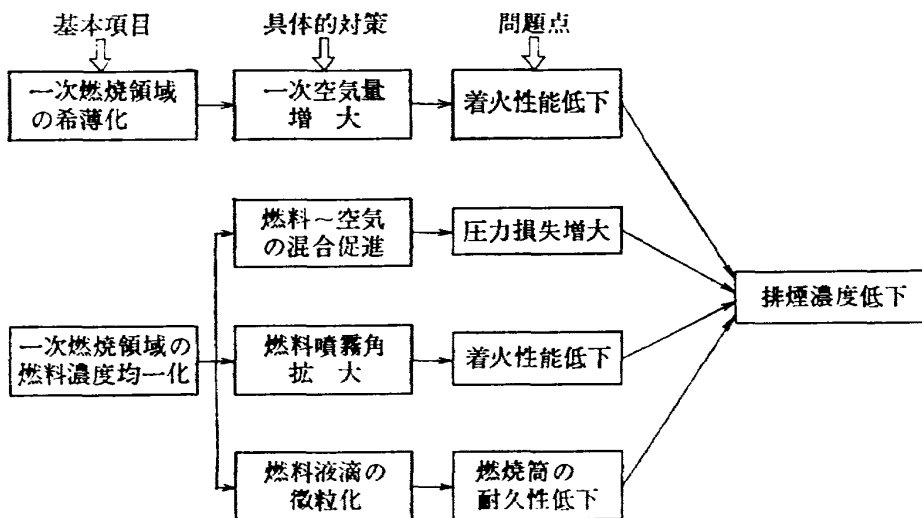


図 15 排煙抑制対策と発生する問題点²³⁾

- (7) ライナドームの形状 (15), 20))
- (8) 燃料ノズルのシユラウドから流出する空気の流れ模様と流量 (15))
- (9) 燃料~空気の予混合化 (11), 14), 15))

これらは互に影響し合うものであって、単独にその効果を論ずることは出来ないと同時に、燃焼器の構造によって内部の燃焼構造が異なることから、同一の対策がすべての燃焼器に対して有効ではあり得ない。

たとえば、噴霧角を大きくすることによって噴射弁近傍が燃料過濃になることを妨げることが期待され、Durrant は図 16 に示すように噴霧角の増加に対し、排煙濃度がほぼ直線的に減少することを認めている²³⁾。Faitani¹⁵⁾ も噴霧角の増加と共に排煙濃度が減少することを認めたが、図 17 に示すように、噴霧角を大きくすることの効果がほとんどない場合のあることを指摘している。この理由の一つとして、高压下では燃料の噴霧円錐がしばむことのために、一次燃焼領域の空燃比が或る値以下の場合には、噴霧角を大きくしても噴射弁近傍の燃料過濃領域の燃料濃度を、カーボンの生成を抑制するのに効果的な値にまで下げられないことによるとしている。したがって、最終的には実際

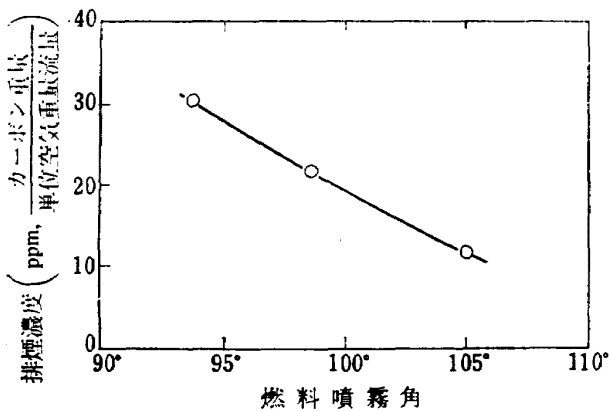


図 16 燃料噴霧角と排煙濃度²³⁾

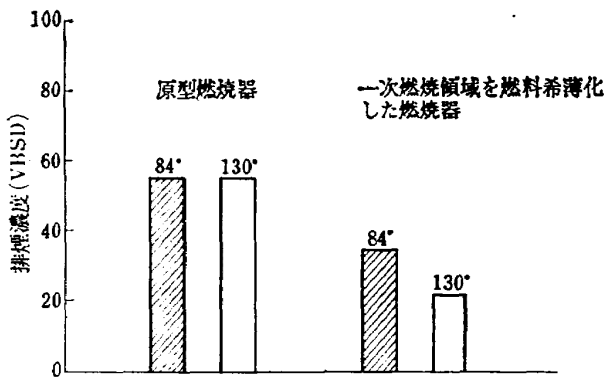


図 17 燃料噴霧角と排煙濃度¹⁵⁾
(エンジンテスト, JT-8D)

の作動条件下で他の大気汚染物質の排出濃度の増大とエンジン性能の悪化をひきおこさないように、綿密なくり返し調整によって設計上の妥協点を見出すことが必要になる。

(c) 排煙抑制に成功した具体例

GE 社の Bahr ら²⁰⁾の研究によると、図 18 に示すように、一次燃焼領域に流入する空気量を増加させると排煙濃度は急激に低下したが、燃焼器によってその効果はことなり、図 19 にみられるように燃料噴射弁近傍での空気に燃料の混合促進をはかって、局所的な燃料過濃領域をなくすことが不可欠であるとしている。

一連の研究の結果、GE 社では排煙抑制の面から一次燃焼領域に許される最高の燃料/空気 当量比は $\phi \div 2 (n_p \div 7.5)$ と結論している。GE 社では排煙抑制に効果のある要因の組合せと調整によって、他の性能の悪化をひきおこすことなしに極度に排煙を抑制することに成功したが、これらの中でもっとも効果の大きかったものは、図 20 に示す Axial Flow Swirler を燃焼器のスワールカップに取付けたことであった。図 19 に示したもののうち、燃焼器 A は Tangential Swirler を用いたものであるのに対し、燃焼器 B は Axial Flow Swirler を用いている。Axial Flow Swirler を採用することによって、スワラより流入する空気の一部が燃焼器軸方向に流入して、燃料噴射弁近傍に燃料過濃の領域が形成されないように作用することが、排煙を抑制するのにもっとも効果的であるとしている。図 21 にセクタ模型による実験結果を示してある。この結果にもとずいて設計されたアニュラ型燃焼器のエンジン・テストの結果、全回転数範囲にわたり排煙濃度を許容限界以下に抑制することに成功した。

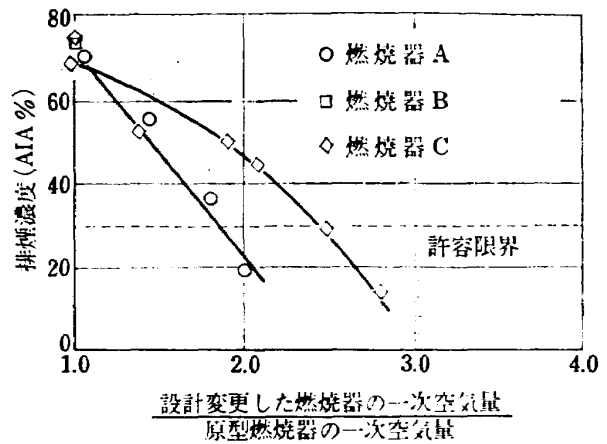


図 18 一次燃焼領域に対する空気量配分と排煙濃度²⁰⁾

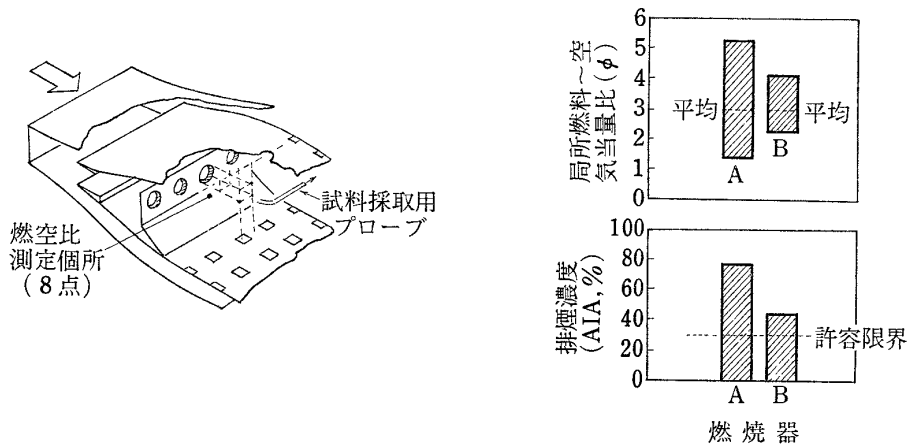


図 19 一次燃焼領域内の燃料と空気の混合が排煙濃度におよぼす影響²⁰⁾

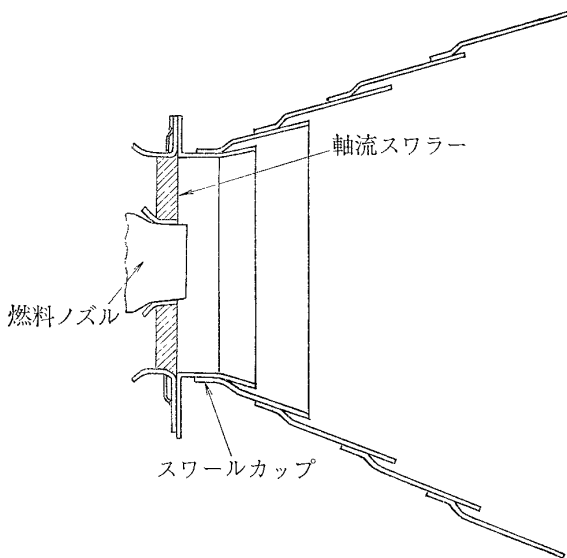
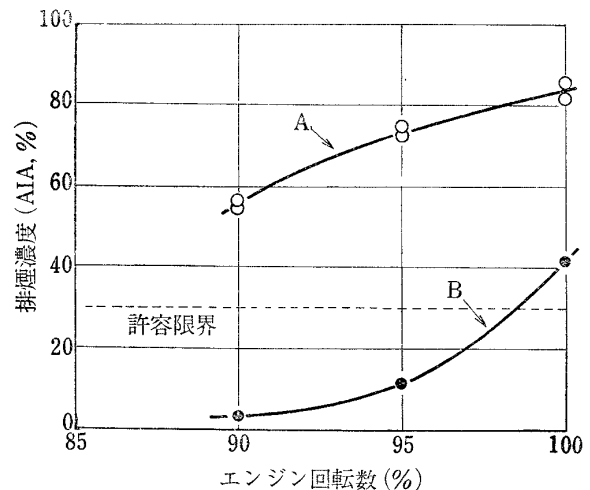


図 20 軸流スワラーをスワールカップに取付けた状態²⁰⁾



A: 原型燃焼器 (セクタ模型)
B: Axial Swirler を採用した燃焼器(セクタ模型)

図 21 エンジン回転数と排煙濃度²⁰⁾

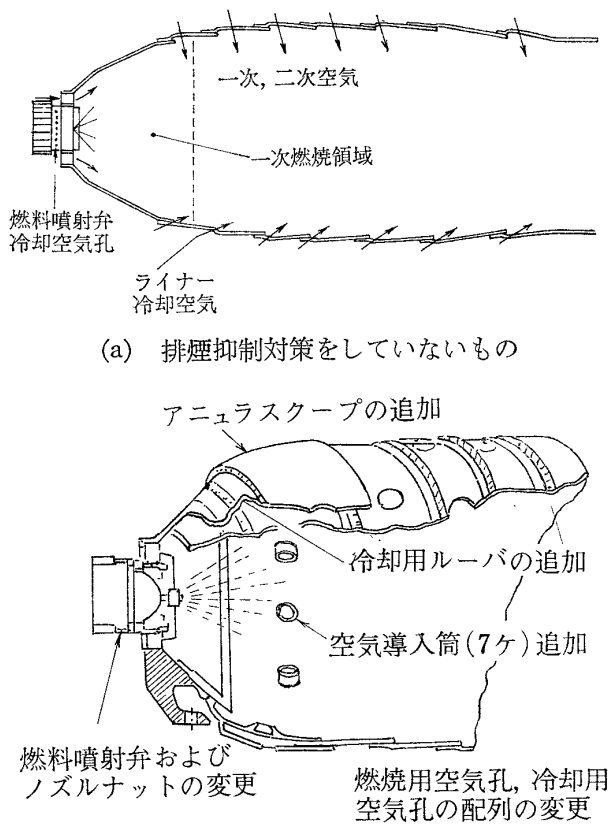
P & W 社の Faitani¹⁵⁾ によっても、一次燃焼領域内でカーボンの発生にもっとも鋭敏に影響するのは燃料噴射弁近傍であることが指摘されており、当初排煙の多いことで問題のあった同社の JT-8D エンジンでは、最終的には図 22 に示した事項によって排煙抑制に成功した (図 23)。

これらのうちもっとも効果的なものは次の 2 項目であった。

- (1) 一次燃焼領域の空燃比増大と混合促進のために図 24 に示すような指向性チューブを設けたこと。
- (2) 燃料ノズルのシュラウド部を改造して、シュラウド部を流れる空気の流れ模様と流量を変えたこと (図 25)。

図 26 にもみられるように、排煙濃度の減少は一次

燃焼領域に流入する空気量の割合と直接関係するのではなく空気の導入方法に強く依存する。指向性チューブを用いると一次空気量の割合の小さい場合でも、すなわち一次燃焼領域の空気負荷率を過度に増大させなくとも、流入空気を燃焼器中心部へ貫通させることが可能で、この結果燃料希薄側の吹消え限界を悪化させることなく排煙を抑制することに成功した。図 24 の A および C に示すような指向性チューブの取付位置によって排煙濃度は大きな影響を受けることから (図 27)、カーボンの発生にもっとも鋭敏に関係するのは燃焼噴射弁近傍であることを示している。したがって取付位置の軸方向位置の影響と共に、燃焼器ドームの形状にも大きく関係することになる。この場合、排煙抑制の効果とは逆に図 24(c) の場合は希薄側吹き消え限界に悪影響を与え燃料過濃側に移動した。Faitani



(a) 排煙抑制対策をしていないもの

(b) 排煙抑制用燃焼筒上流部

図 22 JT-8D エンジンの燃焼筒²¹⁾

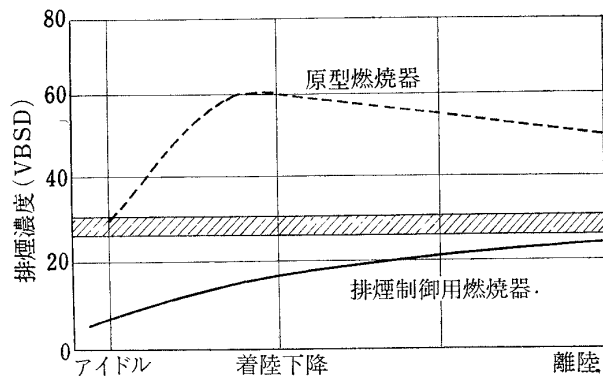


図 23 JT-8C 燃焼器の排煙特性²¹⁾

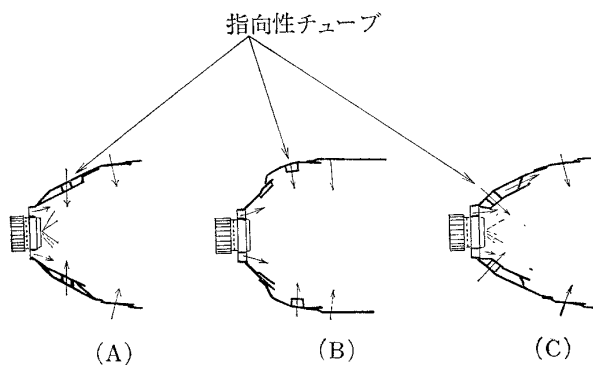


図 24 排煙制御用ライナ上流部¹⁵⁾

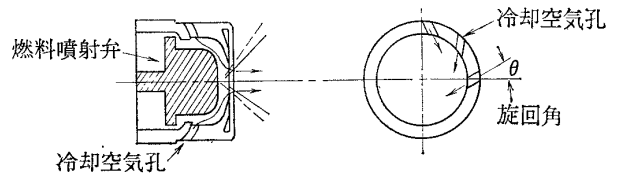


図 25 排煙抑制用燃料噴射弁¹⁵⁾

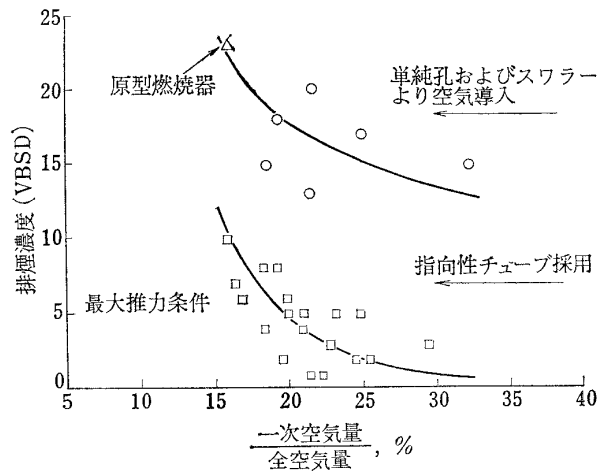


図 26 空気導入法の差による排煙特性¹⁵⁾
(リグ・テスト)

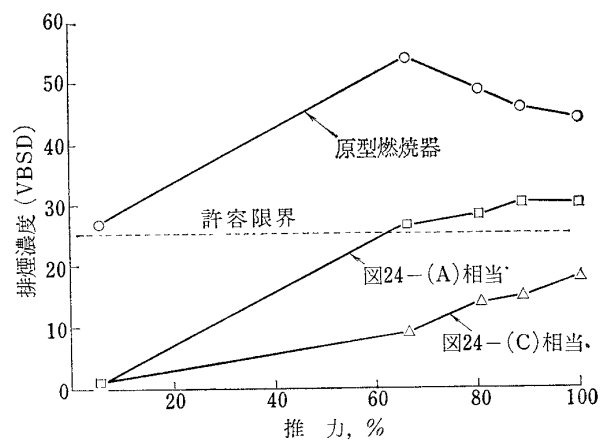


図 27 空気導入口の位置と排煙濃度の関係¹⁵⁾
(エンジン・テスト, JP-5)

らの実験結果では、スワラからの空気量を 7% から 25% に増した場合にも排煙濃度の低下に顕著な効果を認めなかった。これはスワラから流入する空気が燃料噴霧円錐ルート部のカーボン生成領域に有効に作用しなかったため、燃料の噴霧角を更に広くすればことなつた結果を期待出来るとしている。しかしながらスワラからの空気量は火炎安定限界に大きな影響を与えるため、総合的な性能を考慮して流入空気量を決定すべきことは当然である。図 25 に示したように、燃料噴射弁冷却用空気に旋回を与えると燃料希薄

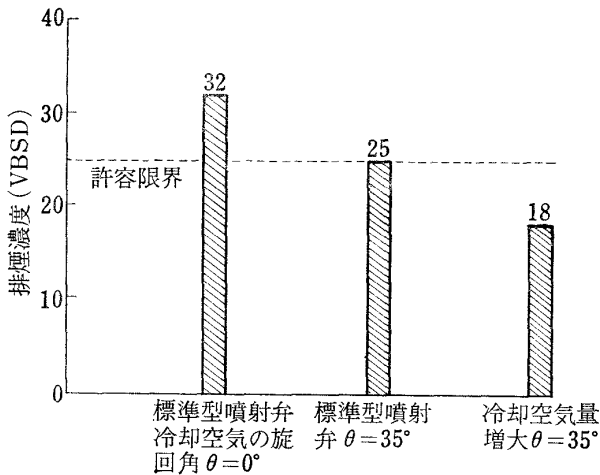


図 28 燃料噴射弁の変更による排煙濃度の減少¹⁵⁾
(エンジン・テスト, 最大推力時, JP-5)

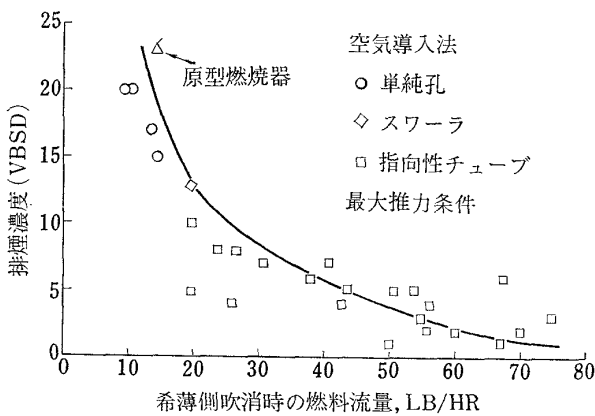


図 29 希薄側吹消限界と排煙濃度¹⁵⁾
(リグ・テスト)

側吹き消え限界を著しく改善出来ると共に、排煙濃度の低下に効果があった。更に、ノズルナット面の冷却孔開口面積を大きくして空気流量を増加させることによって排煙濃度の低下に好結果を得ている (図 28)。これらの結果は、燃料の噴霧角が拡大されて噴射弁近傍の燃料濃度が低下すると共に、微粒化を促進しあわせて燃料噴霧円錐のルート部へ流入する空気量が増加することによって、カーボンの生成を抑制した効果によるものと考えられる。図 29 に示すように、これらの効果の組合せにより希薄側吹き消え限界の極度な悪化をもたらすことなく排煙濃度の抑制が可能になった。排煙抑制に関連しておこった高空風車に近い状態での火炎吹き消えの問題は、各ライナ間の火炎伝ば性能を向上させるための cross-over tube の径の増加と位置の選定によって避けているが、火炎吹き消えと再着火の限界高度は排煙抑制前のものより低下している。一方、更に圧力比の大きいエンジンが採用される方向から一次燃焼領域の空燃比の一層厳密な制御が必要とな

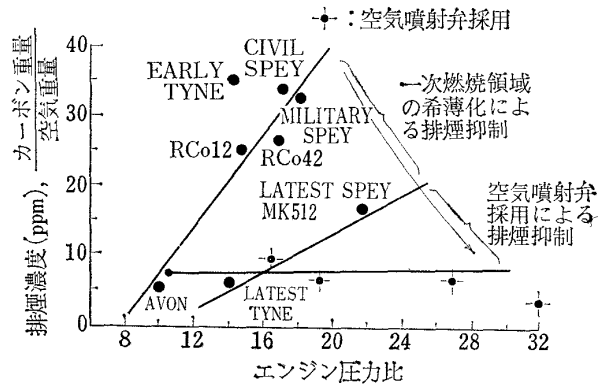


図 30 燃焼器と燃料噴射法の改良による排煙濃度の減少¹¹⁾

ろう。現在多用されている圧力噴霧方式の燃料供給法では、燃料噴射弁近傍の燃料過濃領域の存在を完全に除去することは困難であり、燃料～空気の前混合化を採用した技術の確立が望まれている。これは、後に述べるように CO や炭化水素の排出濃度を抑制する効果をもつと同時に、上に述べた高空時の問題点解消にも効果的だと期待される。図 30 に空気噴射弁を用いた実験用燃焼器を用いた場合の排煙濃度を他のエンジンの場合のものと比較して示してある。

5. 窒素酸化物

5.1 排出の現況

(a) 排出濃度の表示法

大気汚染に直接関係するものは、エンジンから排出される汚染物質の絶対量であるため、作動条件のことなる場合の排出量を全排気量に対する容積割合や重量割合で表示することは適当ではない。このようなことから、一般に燃料消費量をベースに正規化した次の Emission Index (EI) が用いられる。

$$EI = \frac{\text{汚染物質排出量 (gr)}}{\text{燃料消費量 (kg)}}$$

この表示法を用いれば、エンジンに対する比較的少数の作動変数を考慮することにより、作動条件のことなる多くのエンジンに対して意味のある比較が可能になる。すなわち、燃料消費量を対単位出力、対単位時間、対単位走行距離等について知れば、容易に総排出量の算出が可能である。ことに大気汚染源として現在もっとも問題とされているガソリン機関との比較をする場合には、ガスタービンの空燃比がガソリン機関の 4~10 倍になることから、このような表示法を用いることが必要である。

この Emission Index は一般に計測器の表示する排

気中の容積割合と次の式で関係づけられる。

$$EI = (X_s) \frac{M_s}{M_e} \frac{\dot{m}_a + \dot{m}_f}{\dot{m}_f} \times 10^{-3} \quad (1)$$

ここで

(X_s) = 汚染物質の容積濃度 (ppm)

M_s = 汚染物質の分子量

M_e = 排気の平均分子量

\dot{m}_a = 空気重量流量

\dot{m}_f = 燃料重量流量

(1) 式は (2) 式のように変形され、更にガスタービンでは $(\dot{m}_a/\dot{m}_f)_s \gg \phi$, および $M_e \doteq M_a$ の条件が満足されることから, (3) 式のように簡単化される。

$$EI = (X_s) \frac{M_s}{M_e} \frac{(\dot{m}_a/\dot{m}_f)_s + \phi}{\phi} \times 10^{-3} \quad (2)$$

$$EI \doteq (X_s) \frac{M_s}{M_a} \frac{(\dot{m}_a/\dot{m}_f)_s}{\phi} \times 10^{-3} \quad (3)$$

ここで

$(\dot{m}_a/\dot{m}_f)_s$ = 空気～燃料理論混合比

ϕ = 燃料～空気当量比, $\phi = \frac{(\dot{m}_f/\dot{m}_a)}{(\dot{m}_f/\dot{m}_a)_s}$

$(\dot{m}_f/\dot{m}_a)_s$ = 燃料～空気理論混合比

(b) 作動条件と排出濃度

ガスタービンから排出される窒素酸化物の実測結果によると, 非分散型赤外線分析計 (NDIR) によって得られた NO 濃度と PDS 法によって決定された窒素酸化物濃度 (NO+NO₂) はほとんど等しい値を示し, このことから排気中の窒素酸化物はほとんど NO であると報告している²⁴⁾。

図 31 に燃料～空気当量比 (ϕ) と NO の排出濃度

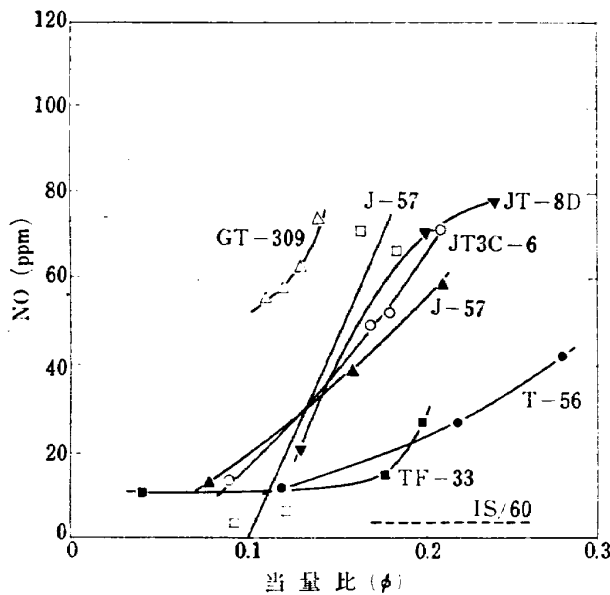


図 31 ガスタービンエンジンからの NO 排出濃度²⁵⁾

の関係を示した。これによると一つのエンジンについては, ϕ の増加すなわち燃焼器入口から出口の間の平均温度上昇の増加と共に, NO の排出濃度が増加する傾向は認められるが, ϕ と NO 排出濃度間に一般的な関係は認められない。

Sawyer²⁶⁾ は汚染物質の濃度として Emission Index をとり, 図 32～図 34 に示すように整理した。CO および全炭化水素の濃度は全当量比 ϕ の減少に従って急激に増加し, ϕ の増加と共に減少して自動車用ガソリンエンジンの場合 ($EI_{CO} = 200 \sim 300$) に比較してほとんど無視出来る値となる一般的な関係を示している。これに対して, NO の場合は種々のエンジンにつ

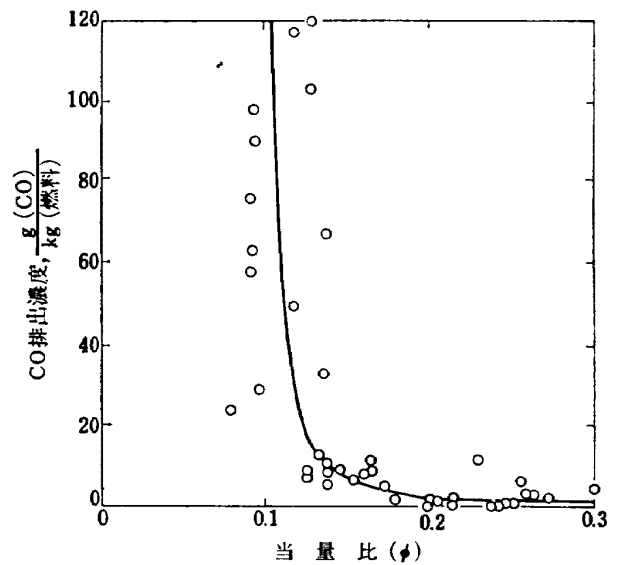


図 32 ターボジェットエンジンからの CO 排出濃度²⁶⁾

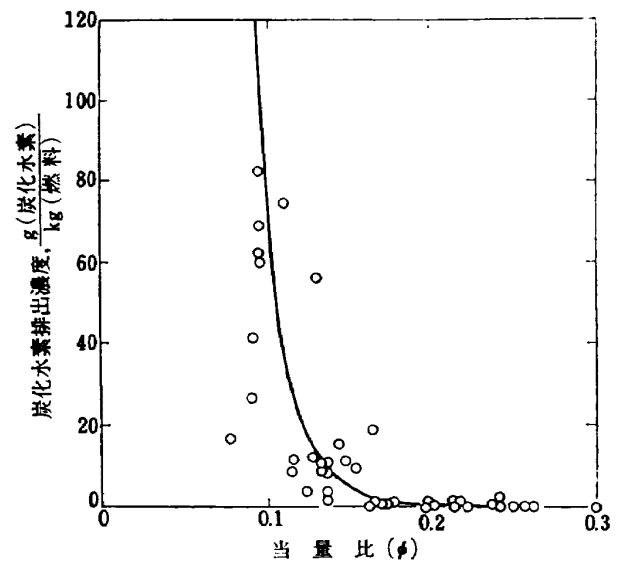


図 33 ターボジェットエンジンからの炭化水素排出濃度²⁶⁾

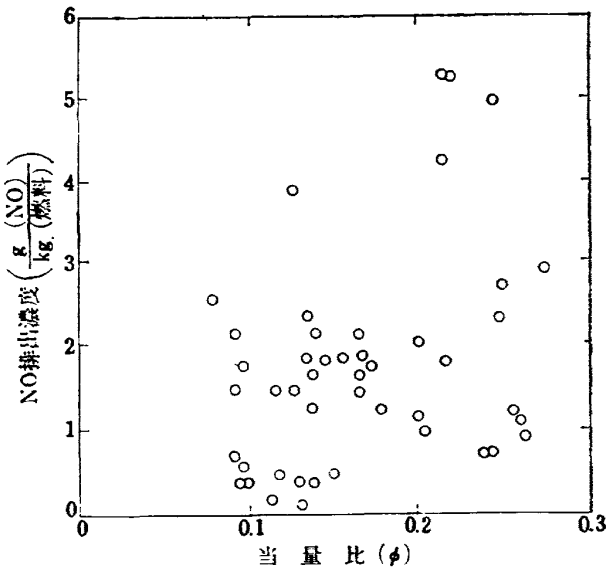


図 34 ターボジェットエンジンからの NO 排出濃度²⁶⁾

いての排出濃度を ϕ で整理することは出来ていない。

後に述べるように、NO の生成速度は燃焼器内の最高火炎温度に強く依存するため、一般的には燃空比、圧力比、飛行速度の増加等最高火炎温度に関係する因子により、その排出濃度の増加することが予想される。しかし、自動車用の再燃器付ガスタービンについての実測例 (図 35) にみられるように、燃料供給方法のみを変えた場合にも NO の排出濃度に大きな差が生じている。燃料供給法のちがいによって燃料の濃度分布およびそれに伴った温度分布、燃焼生成物の濃度分布などがもっとも影響を受けるのは燃焼器上流部であり、このことから NO の排出濃度にもっとも支配的な影響をもつ領域は、一次燃焼領域や二次燃焼領域上流部であると推定される。この領域内の現象は極めて複雑であり NO の生成や分解などの機構については不明確な点が非常に多いのが実状である。

5.2 NO 生成に対する理論的考察

(a) 平衡値と実測値

図 36 および図 37 に炭化水素～空気混合気の燃焼生成物中における NO の平衡濃度を示してある。平衡濃度は燃料～空気比と最高火炎温度に強く支配され、理論混合比より若干空気過剰側に平衡濃度の最高値がある。また、圧力によっては平衡濃度はほとんど変化しない。

(4.2) で述べたように現用のガスタービン燃焼器では一次燃焼領域を理論混合比より若干燃料過濃に設計することが一般的であり、したがって NO は一次燃

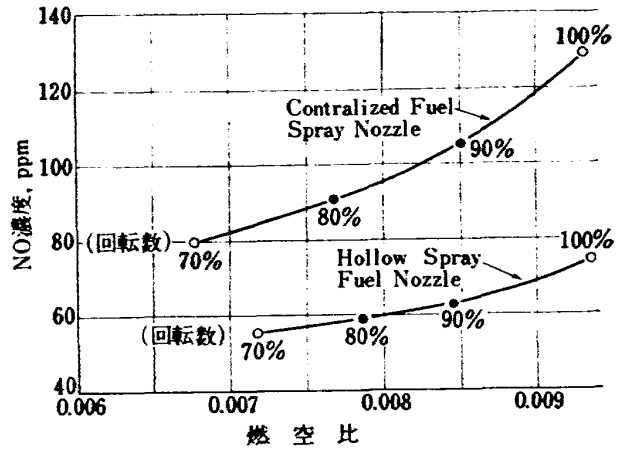


図 35 NO の排出濃度におよぼす燃空比と燃料供給法の影響²⁷⁾
(空気噴射弁, 空気差圧 \approx 100 mmHg)

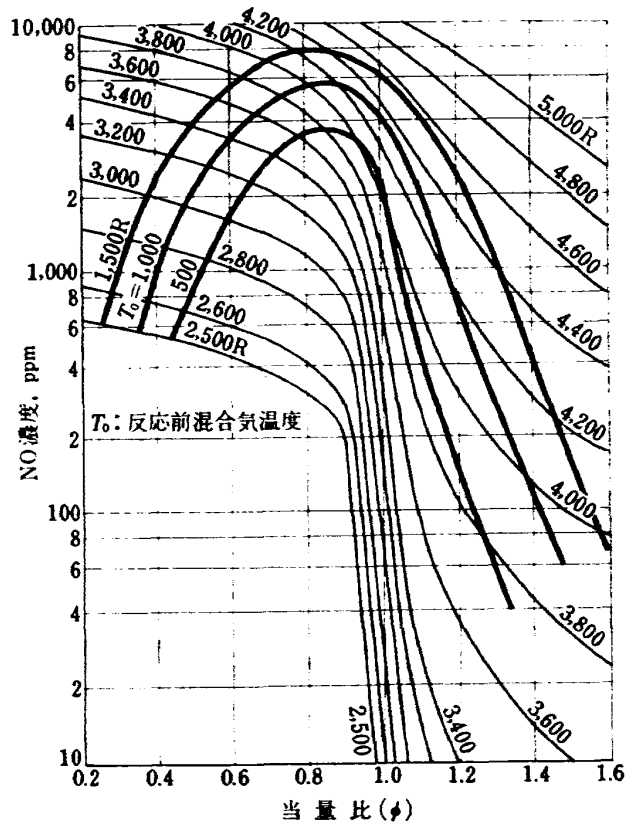


図 36 燃焼生成物中の NO 平衡濃度²⁷⁾
(燃料 = C_nH_m , 圧力 = 1 atm)

焼領域および二次燃焼領域上流部の高温領域で生成するものと考えられる。NO の平衡濃度と実測濃度の比較の一例が図 38 に示してある。この図中 Frozen Mixing として示したものは、一次燃焼領域中で NO の平衡が成立し、それが凍結されたまま下流で流入する空気によって希釈されて排出されるとした場合の各当量比に対する計算濃度であり、Equilibrium Mixing として示したものは、各当量比に対して平衡が成立す

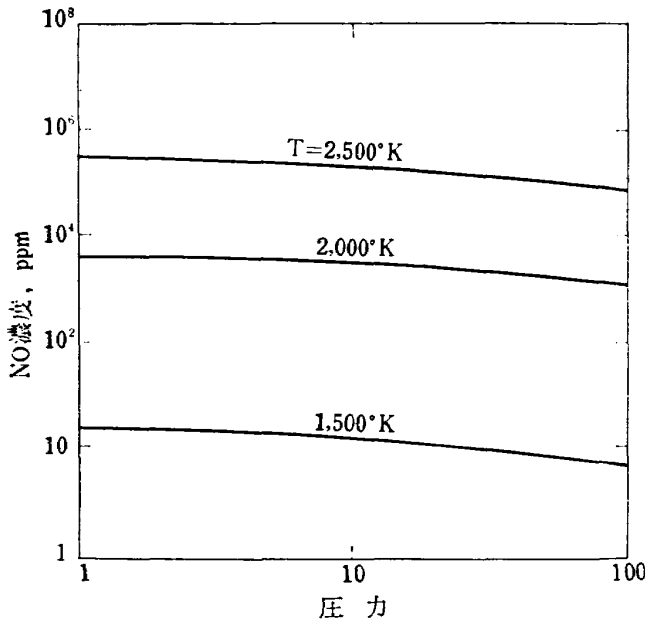


図 37 燃焼生成物中の NO 平衡濃度²⁵⁾
(ジェット燃料/空気, 当量比 $\phi=1.0$)

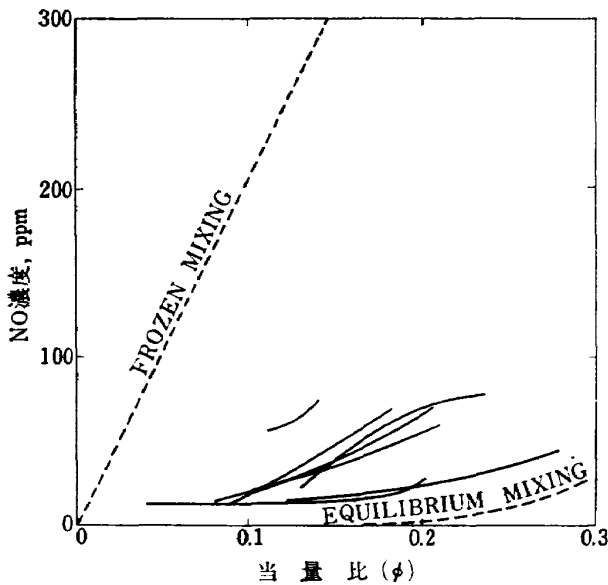


図 38 NO の排出濃度²⁵⁾
—実測濃度と計算濃度—

とした場合の排出濃度である。これによると、実測濃度を平衡濃度から説明することは困難のように考えられる。したがって、NO の排出濃度に対して燃焼領域内での生成および分解について反応速度論的考察が必要になると考えられている。

(b) 反応速度論的考察

酸化窒素の生成 $N_2+O_2 \rightleftharpoons 2NO-44 \text{ kcal}$ はきわめて高い温度 ($>1,000^\circ\text{C}$) でおこり、反応は次の連鎖機構によって進行する。

- 0) $O_2+M \rightarrow O+O+M-118 \text{ kcal}$ (開始反応)
- 1) $O+N_2 \rightarrow NO+N-75 \text{ kcal}$
- 2) $N+O_2 \rightarrow NO+O+31 \text{ kcal}$ } (伝ば反応)
- 3) $O+O+M \rightarrow O_2+M+118 \text{ kcal}$ (閉止反応)

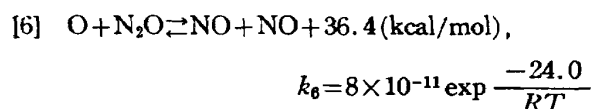
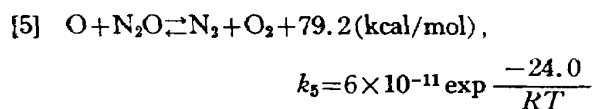
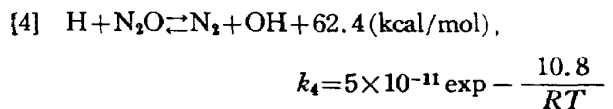
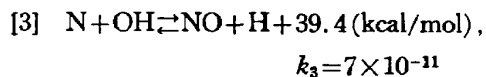
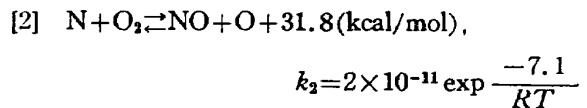
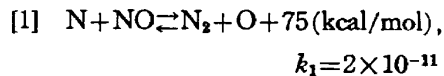
Zeldovich とその共同研究者によれば、全反応速度は連鎖機構による $[N_2][O_2]^{1/2}$ に比例し、直接の二分子反応でおこるとしたときの $[N_2][O_2]$ に比例しないことから、上の機構の正しいことが確かめられた²⁸⁾。上の伝ば反応中 1) $O+N_2 \rightarrow NO+N$ の反応は 2) $N+O_2 \rightarrow NO+O$ に比較しておそいため、NO の生成は 1) の反応が律速過程になるものと考えている。

Sawyer らは、NO の生成に関する O 原子濃度は $\frac{1}{2}O_2 \rightleftharpoons O$ の平衡濃度として存在するという仮定のもとに次のような速度式を導いた。

$$\frac{dy_{NO}}{dt} = 3 \times 10^{14} \exp \frac{-133,800}{RT} y_{N_2} y_{O_2}^{1/2} \times \frac{p^{1/2}}{(RT)^{1/2}} \quad (4)$$

この速度式によって、強い温度依存性と共に平衡値には支配要因とならなかった圧力の影響が示されている。彼等は燃焼器を一次元混合モデルにモデル化し、この速度式を用いて NO の生成と凍結状態を計算し、NO の計算濃度と実測濃度が比較的よい一致を示している²⁹⁾。

また、Lavoie らは炭化水素～空気混合気について、火炎面通過後のガス (Post-Flame Gas) 中での NO の生成について、次のような反応式を考慮してガソリン機関シリンダ内での NO の生成について考察を行ない、燃料希薄混合気についての実測値を十分に説明することに成功している³⁰⁾。



これらは次のようなシリンダ内条件に適用されたものであり、現用の航空用ガスタービンで NO の排出が問題となる低空、高推力作動時を考えると、これらの速度式はガスタービン燃焼器に適用することが可能である。

$$\left[\begin{array}{l} \text{条件: 温度 } T=2,000\sim 3,000^\circ\text{K} \\ \text{圧力 } p=5\sim 30\text{ atm, 当量比 } \phi=1 \end{array} \right]$$

Heywood らは、ガスタービン燃焼器が低空で高推力作動を行なう場合は、高圧力条件下であることからエネルギーの発生をともなう燃焼反応は混合過程が律速過程になる、すなわち燃焼後は主な化学種はすべてその状態での平衡濃度になるとして、後に述べるように燃焼器を簡単なモデルに置きかえ、燃焼器内の温度場、濃度場、流れの場を与えて、これらに上に述べた速度式を適用して NO の生成速度、凍結の条件などについての考察を行なった³¹⁾。これをやや詳細に述べる。

上の [1]~[6] に関与する N_2 , O, O_2 , OH, H は平衡状態にあると仮定すると、NO, N, N_2O の生成速度に関する次の (5)~(7) 式を導ける。

$$\frac{1}{V} \frac{d[\text{NO}]V}{dt} = -\alpha(\beta R_1 + R_2 + R_3 + 2\alpha R_6) + \beta(R_2 + R_3) + 2\gamma R_6 \quad (5)$$

$$\frac{1}{V} \frac{d[\text{N}]V}{dt} = -\beta(\alpha R_1 + R_2 + R_3) + R_1 + \alpha(R_2 + R_3) \quad (6)$$

$$\frac{1}{V} \frac{d[\text{N}_2\text{O}]V}{dt} = -\gamma(R_4 + R_5 + R_6) + R_4 + R_5 + \alpha^2 R_6 \quad (7)$$

ここで

V : 微小容積の流体要素

R_i : 上の 6 つの反応式の i 番目についての一方
向平衡反応速度

例) $R_1 = k_1 [\text{N}]_{\text{eq}} [\text{NO}]_{\text{eq}}$

[]_{eq.} は平衡濃度

$\alpha = [\text{NO}] / [\text{NO}]_{\text{eq}}$

$\beta = [\text{N}] / [\text{N}]_{\text{eq}}$

$\gamma = [\text{N}_2\text{O}] / [\text{N}_2\text{O}]_{\text{eq}}$

更に、[N] および $[\text{N}_2\text{O}]$ については近似的に定常状態とみなすことが可能で次の式が成立する。

$$\frac{1}{V} \frac{d[\text{NO}]V}{dt} = 2(1-\alpha^2) \left(\frac{R_1}{1+\alpha K_1} + \frac{R_6}{1+K_2} \right) \quad (8)$$

ここで

$$K_1 = R_1 / (R_2 + R_3), \quad K_2 = R_6 / (R_4 + R_5)$$

右辺中 $R_1 / (1+\alpha K_1)$ は、上記の [1]~[3] の機構によるもので、これは Zeldovich 理論を拡張したものである。また、 $R_6 / (1+K_2)$ は [4]~[6] の機構によるもので N_2O を中間体として含むものである。 K_1 と K_2 は 1 以下の値をとり、 R_1 / R_6 の値によって上の 2 つの機構の重要性がきまるが、現用エンジンの一次燃焼領域内では $R_1 / R_6 \gg 1$ と考えてよい。一次燃焼領域より下流でおこる流入空気による希釈を考慮し、NO 濃度を重量分率で示したものが式 (9) である。

$$\frac{d\{\text{NO}\}}{dt} = \frac{2M_{\text{NO}}}{\rho} (1-\alpha^2) \left(\frac{R_1}{1+\alpha K_1} + \frac{R_6}{1+K_2} \right) + \frac{\{\text{NO}\}}{\phi(1+0.068\phi)} \frac{d\phi}{dt} \quad (9)$$

ここで

M_{NO} : NO の分子量

ρ : 燃焼ガスの局所密度

ϕ : 局所当量比

これらの速度式を燃焼器内での NO の生成について適用するために、燃焼器を次のようにモデル化して内部の熱力学的状態量と滞留時間についての計算を行なった。

- 1) 一次燃焼領域をプラグ流に近似する。
- 2) 一次燃焼領域より下流で
 - (a) 一次元流れとする。
 - (b) ライナからの流入空気に燃焼ガスと瞬間的に混合を完了する。
 - (c) ライナから周囲への熱伝達はないものとする。
 - (d) 圧力損失は、膨張にともなうものとライナ空気孔での損失のみとする。
 - (e) 熱力学状態的には平衡状態にあるとする。
 - (f) ライナ空気孔は軸方向に沿って等面積のものが連続的に分布する。

上の仮定のもとに数値計算を行なって得られた温度、当量比、NO 重量分率の軸方向分布の一例を図 39 に示した。数値計算の基礎として採用した条件は、現用の大型ジェットエンジン燃焼器 (JT-8D) のものに近いもので、二次領域の条件は上に述べた仮定のもとに計算した値である。

$$\left[\begin{array}{l} \text{条件: *一次燃焼領域の当量比 } \phi_p=1.2 \\ \text{*一次燃焼領域の平均温度=流入空気温度 (700}^\circ\text{K) に対応する断熱火炎温度} \\ \text{*一次燃焼領域内の滞留時間=4 msec} \\ \text{*圧力比=15} \end{array} \right]$$

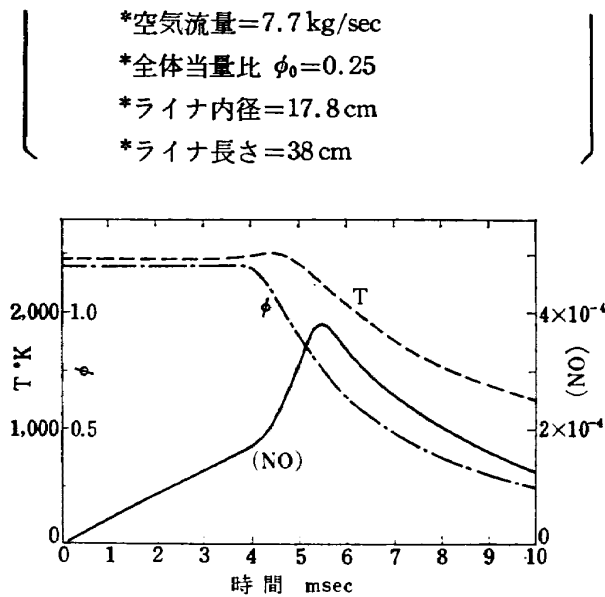


図 39 NO 重量分率, 温度, 当量比と燃焼器内滞留時間の関係³¹⁾

(0~4 msec: 一次燃焼領域通過時間
 4~10 msec: 二次燃焼領域通過時間
 圧力=15 atm, 燃焼器入口温度=700°K)

燃焼器内で NO の生成および分解が凍結される点は次のように見積られた。式 (9) の右辺第 2 項は流入空気による希釈によって濃度が低下する効果を示す項で、一次領域出口近傍では考慮しなくてよい。一次領域出口では NO 濃度は平衡濃度よりはるかに低いとみなしてよく、 $\alpha \ll 1$, $R_0 \ll R_1$ の条件では NO の生成速度は次のようになり、したがって NO の生成速度は圧力, 温度, 当量比のみの関数になる。

$$\left. \frac{d\{NO\}}{dt} \right|_{\alpha=0} = \frac{2M_{NO}R_1}{\rho} \quad (10)$$

図 40 は 15 atm., 700°K の空気が流入して来た場合について生成速度を温度に対してプロットしたものである。一次燃焼領域の当量比を約 1.2 とすると、一次燃焼領域出口より下流で空気が流入して来ることによって、燃焼ガスの温度は図中の破線にしたがって変化する。二次燃焼領域の滞留時間は約 5 msec と考えられ、NO の最高濃度 (重量分率) は約 5×10^{-4} であるので $d\{NO\}/dt$ として 10^{-2} sec^{-1} 以下のものは無視することが可能であり、したがって $\phi \approx 0.7$ の点で反応が凍結されていると見積られる。

以上述べたように、NO の排出濃度を計算するためには、関連した反応式と速度定数の決定と、これらを適用すべき燃焼器内の圧力, 温度, 組成, 滞留時間などを明確にする必要がある。彼等は更に精密なモデル化を行ない考察を行なった³²⁾。すなわち、図 41 に示

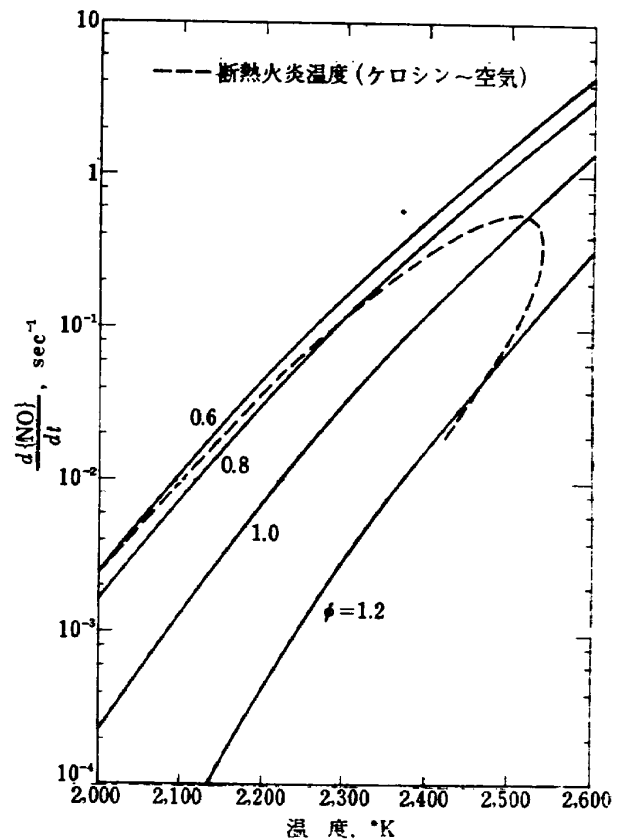


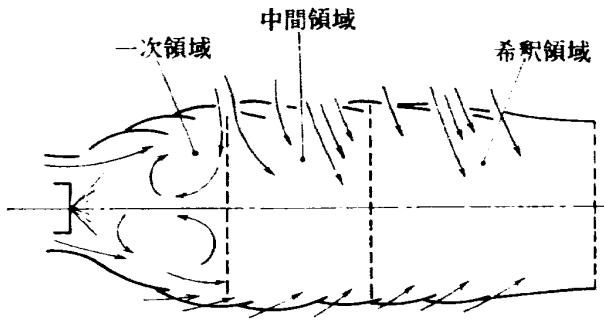
図 40 温度と NO 重量分率変化割合の関係³⁰⁾
 (圧力=15 atm, 燃焼器入口温度=700°K)

すように一次燃焼領域内に攪拌反応器の概念を適用し、小容積の燃焼ガスの eddy 群について、当量比分布には正規分布を、滞留時間に対して指数分布を与え、一次燃焼領域出口での NO の平均重量分率 $\{\overline{NO}\}_p$ を算出し、更に一次領域と前に述べた二次領域を結ぶ中間領域を考え、ここで混合が完了して二次領域では一次元流れになるとした。下に示した燃焼器についての計算結果の一例を図 42, 図 43 および表 9 に示す。

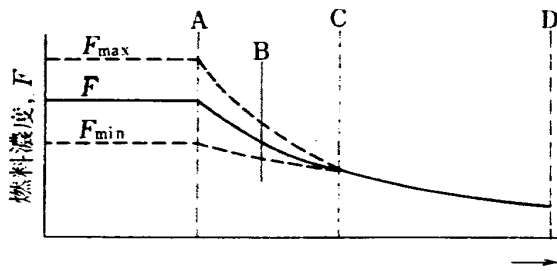
計算に用いた燃焼器

	A	B	単位
圧 力	15	25	atm
燃焼器入口温度	700	845	°K
一次領域容積	3,278	1967	cm ³
二次領域長さ	30.5	30.5	cm
ライナ半径	9.73	2.97	cm
全体当量比	0.25	0.25	—

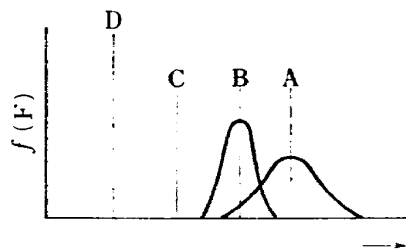
表 9, 図 42, 図 43 に初期混合度として示してある S_0 は、一次燃焼領域の平均当量比 ($\bar{\phi}_p$) に対する当量比分布の標準偏差 (σ_p) の割合, $S_0 = \sigma_p / \bar{\phi}_p$ である。ここで示されているように一次燃焼領域の混合度は



(a) 燃焼器内の主なフローパターン



(b) 燃焼器軸方向に沿った燃料濃度分布



(c) 燃焼器内各断面における平均燃料濃度と分散

図 41 NO 濃度の計算に用いられたライナ内の流れ模様と濃度分布³²⁾

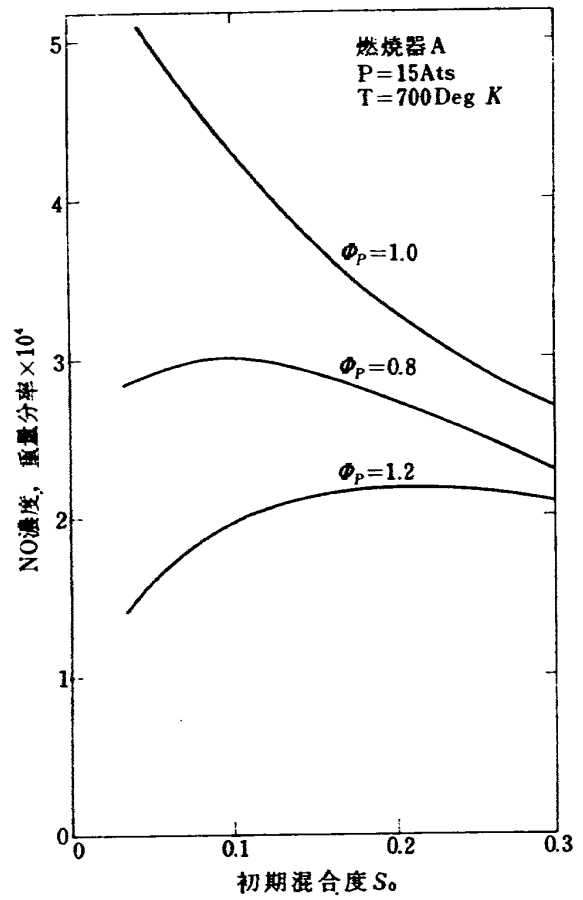


図 42 燃焼器出口の NO 計算濃度³²⁾

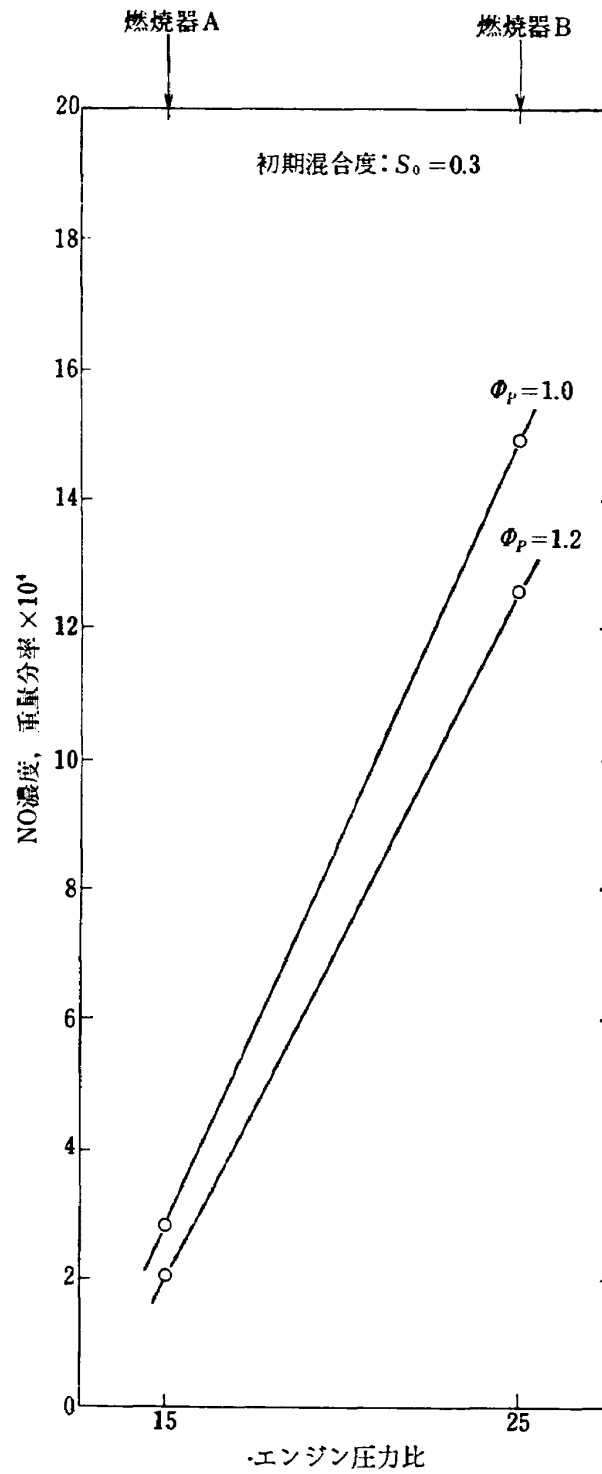


図 43 NO 排出濃度とエンジン圧力比の関係³²⁾
(理論計算の結果)

表 9 一次領域出口および燃焼器出口における NO 計算濃度

燃焼器 A ($p=15$ Ats, $T_{in}=700^{\circ}\text{K}$)

一次領域の 平均当量比 (ϕ_p)	初期混合度 (S_0)	一 次 領 域 出 口		燃 燃 器 出 口			
		平均温度 ($^{\circ}\text{K}$)	滞 留 時 間 (m sec)	{NO} 重量分率 $\times 10^7$	{NO}	滞 留 時 間 (m sec)	温 度 ($^{\circ}\text{K}$)
1.2	0.3	2200	4.5	4.4	2.1	10.5	1548
1.2	0.2	2316	4.3	4.8	2.2	10.3	
1.2	0.1	2387	4.1	3.5	2.0	10.2	
1.2	0.05	2405	4.1	1.6	1.6	10.1	
1.0	0.3	2300	4.5	6.2	2.7	11.4	1548
1.0	0.2	2394	4.3	8.5	3.3	11.1	
1.0	0.1	2477	4.1	12.7	4.3	11.1	
1.0	0.05	2506	4.1	15.4	5.0	11.2	
0.8	0.3	2266	4.7	6.9	2.3	13.3	1548
0.8	0.2	2318	4.6	8.3	2.7	12.9	
0.8	0.1	2346	4.5	9.0	3.0	12.8	
0.8	0.05	2351	4.5	8.8	2.9	12.8	

燃焼器 B ($p=25$ Ats, $T_{in}=845$ DEG K)

1.2	0.3	2400	4.1	16.9	12.8	9.6	1789
1.2	0.1	2563	3.9	13.0	12.3	9.3	
1.0	0.3	2480	4.1	24.8	15.0	10.4	1789
1.0	0.1	2637	3.9	41.0	17.9	10.2	

表 10 JT-9D, JT-8D エンジンの大気汚気物質排出特性⁵⁴⁾
(JT-8D: 排煙抑制前のもの)

	エ ン ジ ン JT-9D (JP-5)				エ ン ジ ン JT-8D (JP-5)			
	アイド リング	着陸下降 態 勢	巡 航	離 陸	アイド リング	着陸下降 態 勢	巡 航	離 陸
推 力	861.8	11741	12835	14715	238	2313	5244	6169
燃料流量(kg/h)	1039	4511	4975	5788	363	1452	3107	3788
空 燃 比	0.0044	0.0068	0.0068	0.0076	0.0034	0.0049	0.0067	0.0074
NOx(ppm Vol)	3.7	30.0	53.0	63.0	2.8	20.4	37.5	70.4
THC(ppm Vol CH ₄ 換算)	98.4	0.9	<0.5	<0.5	378	8.6	1.9	1.0
CO(ppm Vol)	536	19	<15	<15	744	72	28.5	<15

汚染物質排出量(kg)/燃料消費量(kg)

NOx(NO 換算)	0.00040	0.00206	0.00351	0.00397	0.00037	0.00180	0.00235	0.00414
THC(CH ₄ 換算)	0.00558	0.00003	<0.00002	<0.00002	0.02820	0.00044	0.00007	0.00003
CO	0.05335	0.00122	<0.00093	<0.00088	0.09742	0.00640	0.00187	0.00088

1 時間当りの汚染物質排出量(kg/H)

NOx(NO 換算)	0.42	8.609	16.42	20.84	0.14	2.61	7.62	15.68
THC(CH ₄ 換算)	5.797	0.14	<0.10	<0.12	10.23	0.640	0.22	0.11
CO	55.076	4.51	<4.976	<5.788	35.34	9.29	5.81	<3.33

THC=全炭化水素

NO の排出濃度に大きく関係する。 $\phi_p \neq 1$ では混合度がよくなるほど排出濃度は増加するが、これは一次燃焼領域全体に $\phi \neq 1$ の領域が分布することを意味し、この結果 NO の排出濃度が増加することは定性的にも肯定出来ることである。 $\phi_p = 0.8$, $\phi_p = 1.2$ の場合についても一次燃焼領域中に理論混合比付近の値をもつ領域の占める割合ということから考察すると、この場合にも示された結果は定性的に認めることが出来る。

上の計算に用いられた燃焼器 A の条件は JT-8D エンジンの離陸条件相当のものであるが、これと表 9 に示す実測結果を比較すると、その間に相当な差のあることがわかる。排気中の重量分率は NO の場合ほぼモル分率（容積分率）と見なしてよい。表 9 中 NO の重量分率は最低でも 1.6×10^{-4} (≈ 160 ppm) であるが、実測濃度は 70.4 ppm となっている。また、図 43 による燃焼器内圧力の増加に伴って、NO の排出濃度が急増することになるが、燃焼器 B と圧力、燃焼器入口温度、全体当量比に関する限りほぼ同一条件の JT-9D エンジンについての離陸条件での実測結果は 63 ppm となって（表 10）、JT-8D エンジンの場合の値を下まわり、計算結果と全く一致していない。NO 濃度の計算は、前述のように、①関係する反応速度式、反応速度定数、②反応速度式を適用すべき温度、圧力、濃度、滞留時間などの条件が必要であるが、下に述べるように計算値と実測値の不一致は、主として計算に用いた燃焼器内部の温度分布、濃度分布、滞留時間などの条件が、実機エンジンの燃焼器の場合と相当に異なっていることに起因するものと考えられる。

燃焼器内部のモデル化については、その精密化が進められているが^{33), 35)}、実機エンジンの NO 排出濃度を十分説明する段階には至っていないようである。Heywood は従来提案されている種々の反応速度的取扱について検討し、どの速度式を用いても結果に大きな差を生じないことを示す一方、一次燃焼領域内の状態について、特に循環流領域の効果と乱れの影響について十分詳細な検討が必要だと指摘している³⁷⁾。

これらの計算例は、Post-Flame Gas についてのみ考察を行なったものであるが、燃料過濃の領域では火炎面で急速に NO が生成されることが認められており³⁶⁾、これらをも含めた考察が必要になろう。

以上述べたように、NO の排出濃度は燃焼器内の組成分布、温度～時間履歴特性などに強く依存することになり、燃焼器の構造のわずかな差も排出濃度に大きく影響を及ぼすと考えられる。実際の燃焼器内の現象

は非常に複雑であり、NO の生成機構や排出濃度に対する理解を深め、ひいては抑制対策を効果的に確立するためには、燃焼器内の温度場、流れの場、濃度場などの NO の排出に関係する因子に関して可能な限りの情報を得ることが必要である。

5.3 燃焼器内部の実測と考察

Sawyer らは小型の燃焼器模型を用いて、内部の温度分布、組成分布を実測した^{6), 26)}。燃料として n-ヘプタンを噴射し、約 1.5 atm. と比較的低い圧力条件のもとに燃焼実験を行なった。燃料～空気混合比は空気流量を調整して変えている。試料採取は燃焼器内部の 72 点で行なったが、半径方向の平均値と軸上の組成がほぼ一致することから、主として軸上の実測値について考察を行なっている。

得られた結果の一例を図 44～図 46 に示す。図中の平衡値は、実測された当量比と温度をもとに計算したものである。図 45 の CO の場合は一次燃焼領域でほぼ平衡値に達しているが、図 46 の NO の場合には平衡値をはるかに下まわる値を示している。このように、NO の生成は最高の燃焼ガス温度領域においても反応速度によって支配されている。また、NO の濃度が最高値をとった後の急激な濃度低下は NO の分解によるものとし、次いでおこるゆるやかな濃度低下は流入空気による反応の凍結と希釈によるものだとしている。この分解による濃度低下について、Heywood らは局所濃度が平衡濃度に達していない状態では分解はおこらないと反論している。いずれにせよ、図 44 の当量比分布に示されるような空気の流入による希釈のみでこの濃度低下を説明することは出来ない。これらの実測値は軸上の組成についてのみのものであり、半

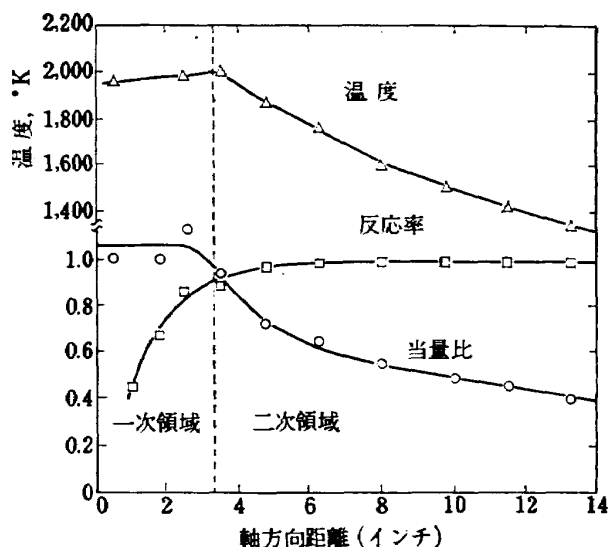


図 44 実験用燃焼器の内部状態 (軸上)⁶⁾

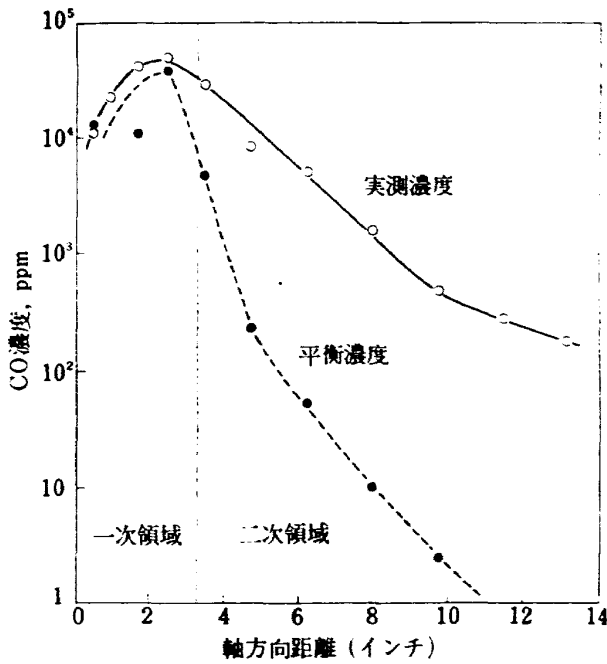


図 45 実験用燃焼器内の NO 濃度分布 (軸上)⁶⁾

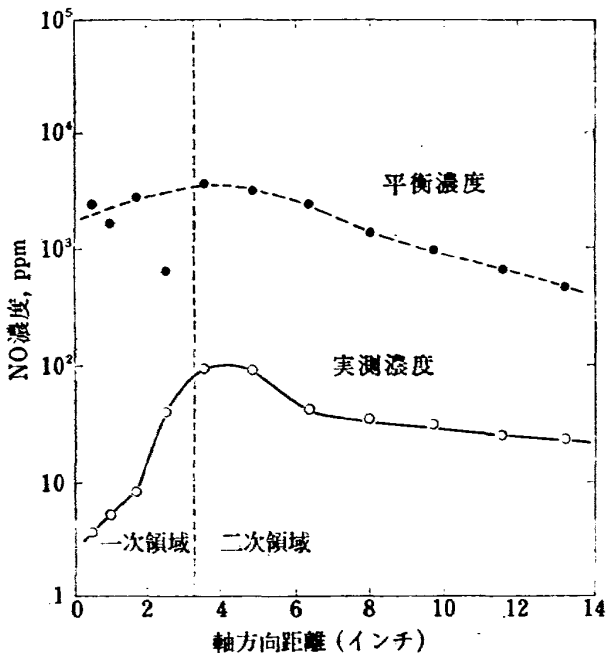


図 46 実験用燃焼器内の NO 濃度分布 (軸上)⁶⁾

径方向の分布についても考察する必要がある。

また、得られた結果は実験条件が実機の条件とは非常にかけはなれているため、実際の抑制対策にどの程度有効に役立てられるかについての疑問があるが、いずれにせよ、NO の生成は反応速度に支配されていること、したがって最高火炎温度や滞留時間、局所当量比などの制御が重要であることを示している。

5.4 NO の排出抑制対策と問題点

以上述べて来たように、NO の生成は反応速度によ

って支配されることから、反応速度を大きくする要因を消去することが NO を抑制する基本的な事項になる。排気系において NO を処理する方法は、ガソリン機関では試みられているがガスタービンのように空気過剰率の大きいもの、特に航空用ガスタービンのように大出力のエンジンを対象にした場合には現実的ではない。前に述べた NO の排出濃度についての計算は、燃焼器をモデル化して内部の濃度、組成、滞留時間等反応速度に関係する因子を計算によって求め、これに速度式を適用したものであるが、実際には燃焼器内部のこれらの因子については不明確な状態であり、航空用ガスタービンについて現在のところ実用的な抑制対策が得られていないのが実状である。しかしながら、ガスタービンの場合は燃焼器の空気量配分、燃料供給方法、空気導入法など変え得る自由度が比較的多いと考えられ、これらの調整によって排出濃度を抑制する方向が考えられる。

現在のところ考え得る抑制対策の方向と問題点について述べる。図 47 および図 48 より明らかなように、平衡到達時間は当量比 (ϕ) よりも温度に強く支配される。したがって燃焼器内の最高温度を下げると共に高温領域を通過する時間を極力短縮することが必要な条件となる。

まず、航空用ガスタービンとして燃焼温度を低下させるために採用が考えられるものとして、(i) 一次燃焼領域を燃料希薄側で作動させること、(ii) 水噴射を行なうこと³⁸⁾、があげられる。(i) について：ガ

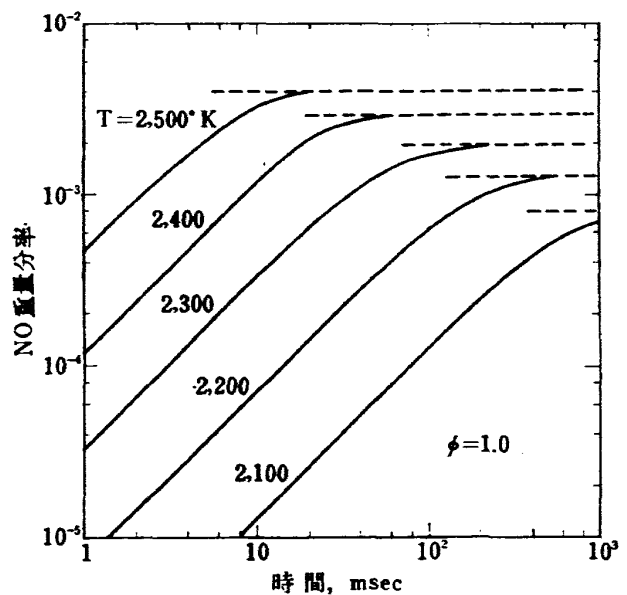


図 47 NO 重量分率と経過時間の関係 (計算値)³¹⁾
(当量比 $\phi=1.0$, 圧力 $p=15 \text{ atm}$)
(----: 平衡濃度)

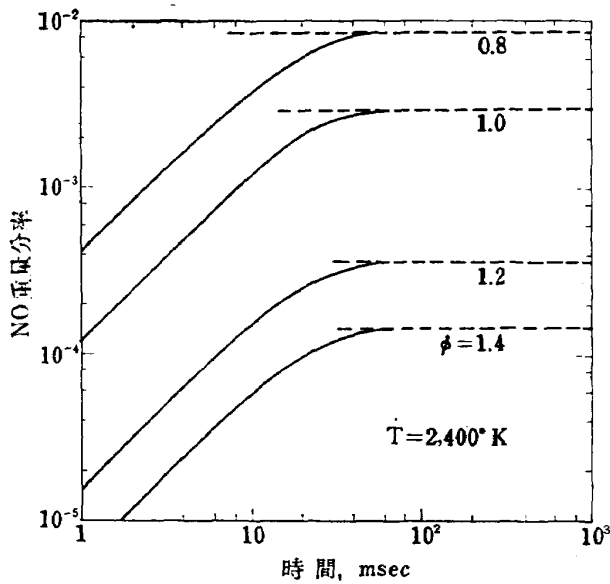


図 48 NO 重量分率と経過時間の関係 (計算値)³¹⁾
(燃焼ガス温度 $T=2400^{\circ}\text{K}$, 圧力 $p=15\text{atm}$)
(-----: 平衡濃度)

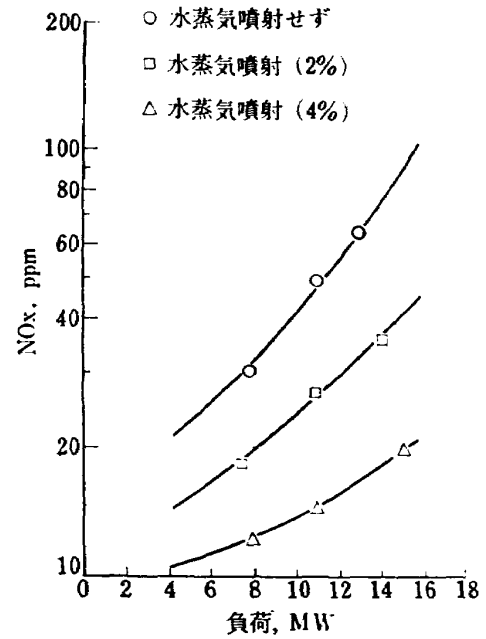


図 49 ガスタービンより排出される NO 濃度におよぼす水蒸気噴射の効果³⁸⁾

スタービンでは所要の燃料の全量を燃焼器上流部で供給することが一般的であり、一次燃焼領域の燃料希薄化をはかるために、この領域に流入する空気量を増すと 3.3 で述べたように燃焼の安定性や着火性能の低下が問題となる。一次燃焼領域の容積を大きくとるなど、空気負荷率を過度に増加させない対策をとることがエンジン全体の設計上許されるとしても、局所的な燃料過濃領域を不必要に存在させないような燃料供給法を採用することが必要になろう。図 42 にも示されていたように、一次燃焼領域内の混合が悪い場合には、この領域の燃料～空気の混合比によって NO の排出濃度に大きい差を生じないことが予測される。図 49 に水噴射による NO の排出濃度の低下の例を示したが、この例では全空気量の 2～4% の水蒸気を圧縮機出口の空気に噴射しており、一次燃焼領域内に直接噴射した場合には約 1/2 の噴射量で同様の効果をあげられるとしている。水噴射は炭素の酸化反応を促進することも知られているが³⁹⁾、噴射法を慎重に選択しないと火炎温度を過度に下げ、かえって排煙や CO などの排出濃度が増加するなどの悪影響をおよぼす。また航空用ガスタービンに水噴射を採用する場合、水を搭載することは勿論、水噴射用ポンプ等の水供給システムの装備が必要となり、機構や操作が複雑になる。しかし、NOx の規制値によっては考慮する必要があるだろう。また、ガソリン機関やボイラーなどで試みられている排気再循環 (EGR) については、ガスタービンの場

合は空気過剰率が大きく意味をもたない。しかし燃焼器内部のフローパターンを利用して行なう低酸素濃度燃焼ガスの内部循環は、単位容積当りの酸素濃度を低下させる効果を持ち、この結果 NO の生成を抑制することが期待出来ることから、この方向での検討をする必要があろう⁴⁰⁾。

次に高温領域内の滞留時間を短縮するために一次燃焼領域を燃料過濃で作動させることが考えられる。一次燃焼領域が燃料過濃な場合、温度低下と共に酸素濃度が下がり、この結果 NO の生成を抑制出来る。この下流側ではひきつづいて流入して来る空気によって理論混合比の領域を形成するが、一次燃焼領域出口の状態を選択することによって、理論混合比付近の高温領域での反応時間を短縮出来ると考えられる。これはボイラー等で採用されている二段燃焼⁴⁰⁾に類似の考え方であるが、ガスタービンの場合には燃焼器内滞留時間が小さいことや空気過剰率の大きいことなどの条件を考慮に入れて空気量配分を決定しなければならないと考えられる。

Compton らは空気過剰率の大きい燃料器について、このような考え方にもとづいた次のような提案をしている⁴¹⁾。

- (i) 一次燃焼領域として、燃料過濃で混合がよく燃焼の反応に十分な容積をもたせること。
- (ii) 二次燃焼領域として、燃焼が完結するに必要な最小容積をもたせ、しかも所要空気量を急速かつ

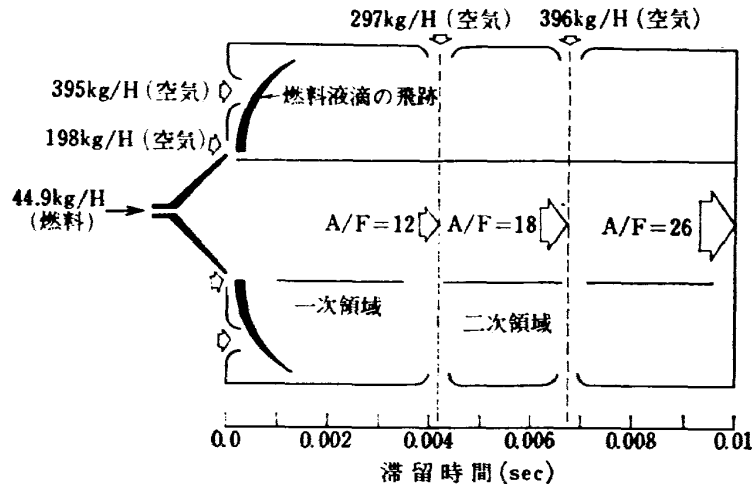


図 50 汚染物質排出濃度を抑制するための空気量配分と燃料および空気の導入法の例

均一に導入出来る構造にすること。

(iii) 希釈領域として、流入空気によって急速に反応を凍結出来る構造をとること。

彼等はこのよるな観点から、回転カップによって燃料を供給して燃料濃度分布の均一化をはかると共に、図 50 に示したような空気量配分を行なって、自動車用ランキンサイクルエンジンからの NO 排出濃度を抑制することに成功している⁴²⁾。しかし一次燃焼領域を燃料過濃にすることは、排煙抑制対策に対しては逆効果をもたらすことになり、場合によっては設計上これらの妥協点を見出すことが必要になる。

NASA Lewis Research Center では燃焼器内の滞留時間を制限するため、燃焼器の全長を短縮した結果、現用のエンジンに比較して NO の排出濃度が顕著に低下することを認めている⁵⁾。これはほぼ理論混合比で作動する高温型実験用燃焼器で、燃焼器全長を現用のものの約 70% に短縮し、予混合型の小独立燃焼室 120 個で燃焼室を構成したものである。しかし、全滞留時間の減少が得られた NO の濃度低下にどの程度寄与しているかについては不明確であり、他の要因についての考察も必要と考えられる。

6. CO および炭化水素

図 45 に示した CO の濃度分布をみると、一次燃焼領域ではほぼ平衡濃度に達しているが、それより下流で空気が流入すると実測濃度は平衡濃度より高くなっている。これは流入空気による温度低下の結果、CO の反応が凍結され濃度低下は流入空気による希釈によるのみになるためと考えられている。この反応凍

結はライナ壁面近傍で特に著しい。排気中の炭化水素は未燃焼の燃料およびメタンなどの中間生成物よりなるが、これらの排出も CO の場合と同様に、流入空気による反応凍結によるものである。したがって排気中のこれらの濃度は反応凍結を受けるまでの反応進捗度によってきまることになる。図 51 と図 52 に全当量比 (ϕ_0) を変えた場合について実測された CO および炭化水素の軸方向濃度分布を示す。 ϕ_0 の小さい場合には、燃焼器上流側で反応が凍結され濃度変化が緩慢になることが認められる。 ϕ_0 の小さいアイドリング状態では一般に燃焼効率が低下し、一次燃焼領域の温度も低下する結果ライナ空気孔より流入する空気による反応凍結を受けやすくなると考えられる。アイドリング状態での燃焼効率の低下は、燃焼器入口温度と燃焼器内圧力の低下、一次燃焼領域の局所当量比 ϕ_p の低下および低燃料流量時の微粒化の悪化によってひきおこされる。以上述べたところから、CO および炭化水素の排出濃度を抑制するための対策は大別して下の 2 項目になる。

- (1) ライナ壁から流入するライナ冷却用空気による反応凍結を極力避けること。
- (2) アイドリング状態でも一次燃焼領域の温度を可能な限り高めること。

(1) に関連する事項として、Durrant は Tyne エンジンを用いて、アイドリング状態の時に最上流側のライナ冷却用空気孔列を盲したところ、炭化水素の形で残留する燃焼損失分が 20% から 1% に減少することを認めている⁴³⁾。しかし、これはライナの焼損をひきおこすことになり実用的な抑制対策としては採用出来

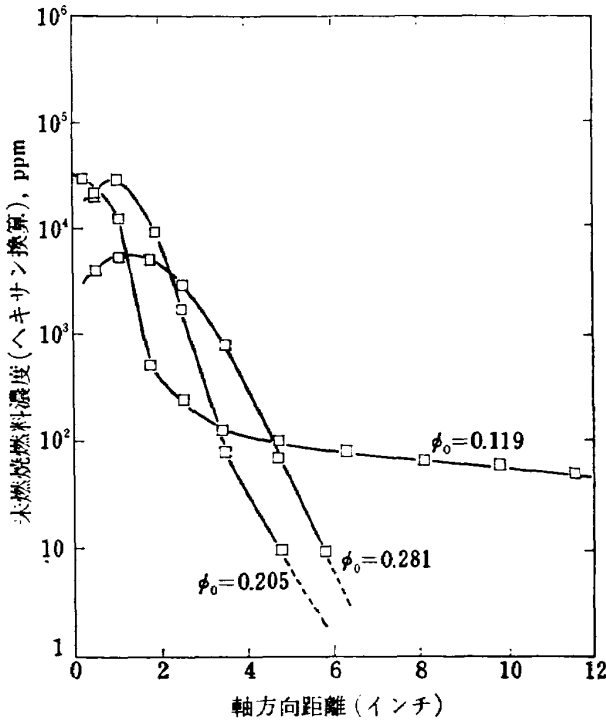


図 51 燃焼器軸上の CO 濃度分布⁶⁾
(燃料: ヘプタン)
(圧力: 1.5 atm)

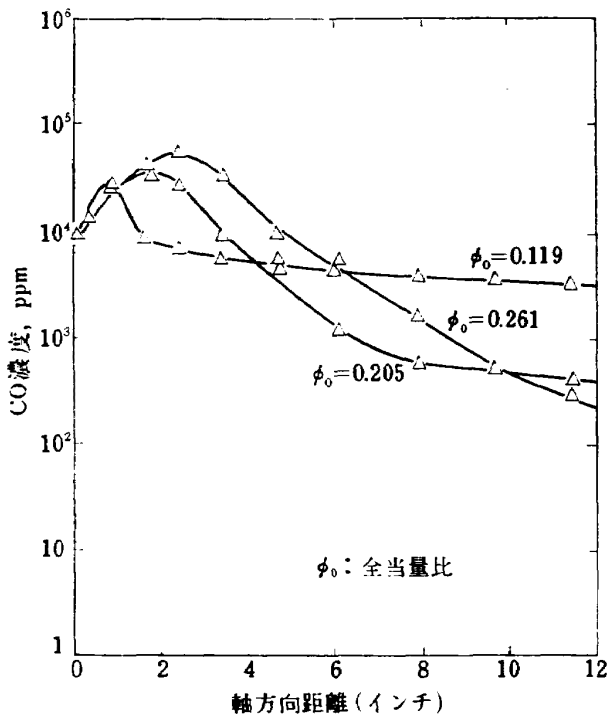


図 52 燃焼器軸上の未燃焼燃料濃度分布⁶⁾
(燃料: ヘプタン)
(圧力: 1.5 atm)

ない。実用的な抑制対策としては、次のものがあげられる。

- (a) アニュラ形燃焼器の採用: これはライナ表面積を容積に対して小さくすることをねらうもので、所要冷却空気量の減少によって反応凍結の効果を低下させ、排出濃度を抑制するものである。
 - (b) アイドリング状態の時、燃料がライナ壁面近傍に到達しないよう燃料噴射法を工夫すること。
- (2)に関連する対策には次のものが検討されている。
- (a) アイドリング状態で燃料の霧化状態が悪化することを防止するため空気噴射弁を用いたり^{5), 43)}, 蒸発形燃焼器を用いる。

図 53~図 55 に示すように、空気噴射弁を用いると燃焼流量の小さい場合にも燃焼効率の著しい低下はみられず、これにともなって CO と炭化水素の排出濃度を抑制することが可能である。

- (b) 一次燃焼領域が全体として燃料希薄になるアイドリング状態にも、この領域内に局部的に理論混合比に近い領域をつくるように工夫すること。

図 56 にこのようなことをねらった一例を示す。アイドリング状態では燃焼器入口の非対称な速度分布のために、一次燃焼領域の平均当量比が低下する場合にも、局所的な高温領域を維持することが可能で、この結果 CO と炭化水素の排出濃度低下が期待出来る。高推力状態においてはディフューザ壁面の抽気孔を開くことによって、速度分布の平坦化をはかっている。Lewis Research Center ではこの設計法を採用した実験用アニュラ形燃焼器を試作し、アイドリング状態での CO および炭化水素の排出濃度が抑制されること

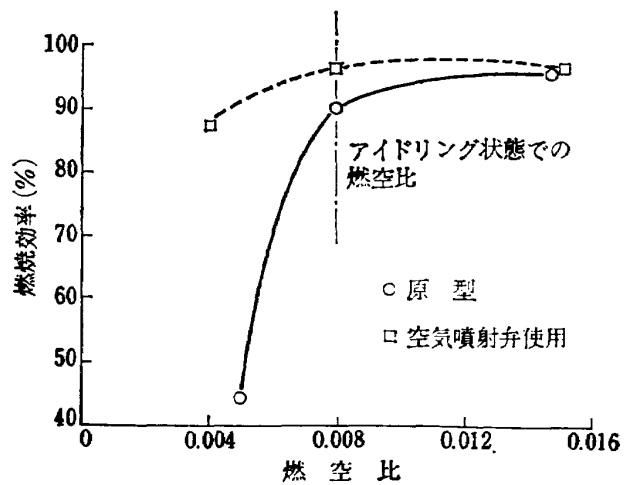


図 53 燃焼効率におよぼす空気噴射弁の効果⁵⁾
(J57 燃焼器)

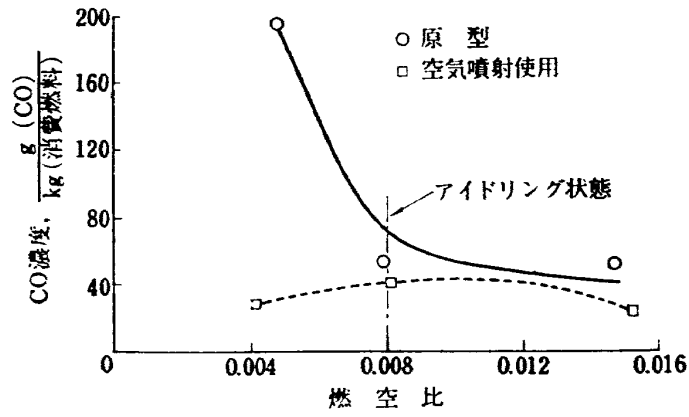


図 54 CO 排出濃度におよぼす空気噴射弁の効果⁵⁾
(J57 燃焼器)

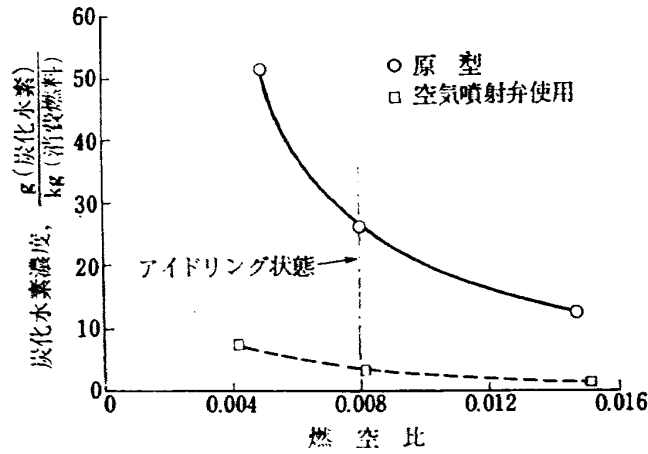


図 55 炭化水素排出濃度におよぼす空気噴射弁の効果⁵⁾

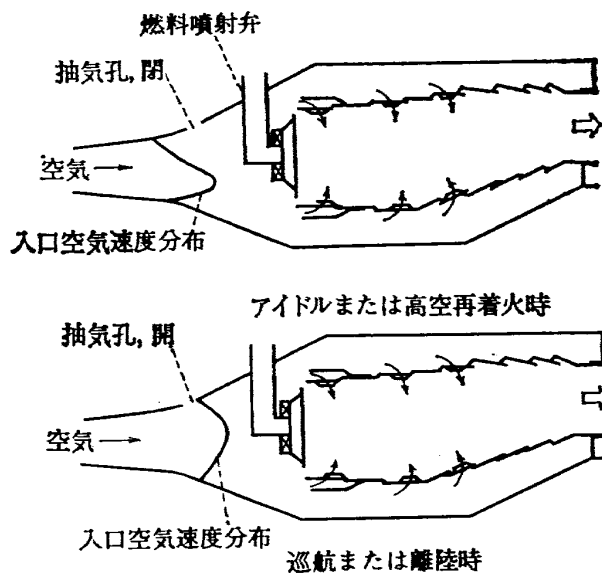


図 56 入口空気速度分布を変えるために
ディフューザから抽気を行なう例⁵⁾

を確認した⁶⁾。更にこれは高空での再着火性能の向上にも効果がある。

7. あとがき

現在、航空機ではジェットエンジンが主流を占めており、航空機から排出される大気汚染物質としてジェットエンジンの場合を考えればよい。

ジェットエンジン(ガスタービン)からの排気中の大気汚染物質として煙(カーボン)、窒素酸化物(NO_x)、炭化水素、一酸化炭素の各成分をとりあげ、これらの成分の排出濃度または排出指数(Emission Index)の傾向、生成過程、抑制法などに関する文献を調査した。これらの研究は、世界各所で続けられており、新しい成果の報告が出されている。この資料は昭和46年末までに入手した文献をもとに整理し、問題点を摘出してこれら有害成分の排出抑制技術確立のための指針を示した。

比較的早くから研究された煙の場合は、抑制技術が大分進み、実機エンジンに 응용してスモークレスエンジンが実現しているが、最近特に問題にされている窒素酸化物についてはまだ未知の分野が多くここからの研究課題として残されている。当所においてもこの資料をもとに窒素酸化物低減化の研究に着手した。

文 献

- 1) R.E. George and R.M. Burline, "Air Pollution from Commercial Jet Aircraft in Los Angeles County", Los Angeles County Air Pollution Control District, Apr. 1960
- 2) Ralph E. George, Julian A. Verssen and Robert L. Chass., "Jet Aircraft: A Growing Pollution Source", Journal of the Air Pollution Control Association, Vol. 19, No. 11, November 1969
- 3) HEW Report, December 1967
- 4) "Nature and Control of Aircraft Engine Exhaust Emissions", Northern Research and Engineering Corporation, Report No. 1134-1, November, 1968
- 5) Helmut F. Butze and Jack Grobman, "Progress in Reducing Exhaust Pollutant from Jet Aircraft", NASA, Sp-270, 1971, pp. 403-416
- 6) R.F. Sawyer, D.P. Teixeira and E.S. Starkman, "Air Pollution Characteristics of Gas Turbine Engines", Transactions of the ASME, October, 1969, October, 1969, pp. 290~296
- 7) "Studies of Atmospheric Pollution in the Department of Science 1965" Prefecture de Police Paris Laboratoire Municipal.
- 8) U.S. Department of HEW, Public Health Service, "A Compilation of Air Pollutant Emission Factors for Combustion Processes, Gasoline Evaporation, and Selected Industrial Processes", May, 1965
- 9) DeCorso, S.M., Hussey, C.E. and Ambrose, M.J., "Smokeless Combustion in Oil Burning Gas Turbines, ASME Paper 67-PWR-5
- 10) Wayne M. Shaffernocker and Chales M. Stanborth, "Smoke Measurement Techniques" SAE Paper 680346
- 11) T. Durrant, "The Reduction of Smoke from Gas Turbine Engines" Aircraft Engineering, July, 1969
- 12) J.J. MacFarlane, F.H. Holderness, F.S. Witcher, "Soot Formation Rates in Premixed C₅ and C₆ Hydrocarbon Flames at Pressures up to 20 Atmospheres", Combustion and Flames, Vol. 8, No. 3, September, 1964
- 13) 鈴木邦男, 田丸 卓, 堀内正司, 斎藤 隆, "ガスタービン燃焼器", 航技研報告, TR-208, 1970年9月
- 14) B. Toone, "A Review of Aero Engine Smoke Emission", Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Edited by I.E. Smith, Pargamon Press. pp. 271-295
- 15) J.J. Faitani, "Smoke Reduction in Jet Engines Through Burner Design", SAE Paper 680348
- 16) L. Gross-Gronowski, "Smoke in Gas Turbine Exhaust", ASME Paper, 67-WA/GT-5
- 17) R.H. Essenhigh, R. Froberg and J.B. Howard, "Combustion Behavior of Small Carbon Particles", Ind. and Eng. Chem. 57, pp. 32-43, 1965
- 18) L.H. Linden and J.B. Heywood, "Smoke Emission from Jet Engines", Combustion Science and Technology, Vol. 2, pp. 401-411, 1971
- 19) S.C. Fiorello, "The Navy's Smoke Abatement Program", SAE Paper 680345
- 20) D.W. Bahr, J.R. Smith and M.J. Kenworthy, "Development of Low Smoke Emission Combustors for Large Aircraft Turbine Engines", AIAA Paper 69-493
- 21) "Smoke Emission Control", A Report by the Pratt & Whitney Aircraft Division of United Aircraft Corporation.
- 22) M.W. Shayeson, "Reduction of Jet Engine Exhaust Smoke with Fuel Additives", SAE Paper 670866

- 23) T. Durrant, "The Control of Atmospheric Pollution from Gas Turbine Engines", SAE Paper 680347
- 24) J.O. Chase and R.W. Hurn, "Measuring Gaseous Emissions from an Aircraft Turbine Engine", SAE Paper 700249
- 25) R.F. Sawyer and E.S. Starkman, "Gas Turbin Exhaust Emissions", SAE Paper 680462
- 26) R.F. Sawyer, "Fundamental Processes Controlling the Air Pollution Emissions from Turbojet Engines", AIAA Paper No. 69-1040
- 27) Walter Cornelius, Donald L. Stivender and Robert E. Sullivan, "A Combustion System for a Vehicular Regenerative Gas Turbine Featuring Low Air Pollutant Emissions", SAE Paper 670936
- 28) J. Zeldovich, "The Oxidation of Nitrogen in Combustion Explosion", Acta Physicochimica, U.S.S.R., No. 4, 21, (1946) pp. 577-628
- 29) L.S. Caretto, R.F. Sawyer and E.S. Starkman, "The Formation of Nitric Oxide in Combustion Processes", Report No. TS-68-1, Prepared for Presentation at 1968 Technical Meeting, Central State Section / The Combustion Institute.
- 30) G.A. Lavoie, J.B. Heywood and J.C. Keck, "Experimental and Theoretical Study of Nitric Oxide Formation in Internal Combustion Engines", Combustion Science and Technology, 1970, Vol. 1, pp. 313-326
- 31) J.B. Heywood, J.A. Fay and L.H. Linden, "Jet Aircraft Air Pollutant Production and Dispersion", AIAA Paper No. 70-115
- 32) R.S. Fletcher and J.B. Heywood, "A Model for Nitric Oxide Emissions from Aircraft Gas Turbine Engines", AIAA Paper 71-123
- 33) D.T. Pratt, B.R. Bowman, C.T. Crowe and T.C. Sonnichsen, "Prediction of Nitric Oxide Formation in Turbojet Engines by PSR Analysis", AIAA Paper No. 71-713
- 34) P & W 社による実測値, 内燃機関, Vol. 10, No. 107, 1971. 2. p. 17
- 35) Jr. D.C. Hommand and A.M. Meller, "Analytical Calculations", AIAA Paper No. 71-711
- 36) C.P. Fenimore, "Formation of Nitric Oxide in Premixed Hydrocarbon Flames", Thirteenth (International) Symposium on Combustion, pp. 373-380, The Combustion Institute, 1971
- 37) J.B. Heywood, "Gas Turbine Combustor Modeling for Calculating Nitric Oxide Emissions", AIAA Paper 71-712
- 38) N.R. Dibelius, M.B. Hilt and R.H. Johnson, "Reduction of Nitrogen Oxides from Gas Turbines by Steam Injection", ASME Publications, 71-GT-58
- 39) A.H. Lefebvre and T. Durrant, "Design Characteristics Affecting Gas Turbine Combustor Performance", Paper 240 C Presented at SAE National Aeronautic Meeting, Los Angels, October 1960
- 40) W. Bartok, A.R. Crawford, A.R. Cunningham, H.J. Hall, E.H. Manny and A. Skopp, "Systems Study of Nitrogen Oxide Control Method for Stationary Sources", Esso Research and Engineering Company, GR-2-Nos-69
- 41) W.A. Compton, J.R. Shekleton, T.E. Duffy and R.T. LeCren, "Low Emission from Controlled Combustion for Automotive Rankine Cycle Engines", for Presentation at, The NATO, CCMS, Conference on Low Pollution Systems Development at Eindhoven Netherland, 1971, Solar Division of International Harvester Company
- 42) T.E. Duffy, J.R. Shekleton, R.T. LeCren and W.A. Compton. "Low Emission Burner for Rankine Cycle Engines for Automobiles", Prepared for, Environmental Protection Agency.
- 43) D. Brieble and L. Papatbakos, "Use of an Air Assist Fuel Nozzle to Reduce Exhaust Emissions from a Gas-Turbine Combustor at Simulated Idle Conditions", NASA TN D-6404 August 1971
- 44) John Stockham and Howard Betz, "Study of Visible Exhaust Smoke from Aircraft Jet Engines", SAE Paper 710428
- 45) C.T. Norgren, "Determination of Primary-Zone Smoke Concentrations from Spectral Radiance Measurements in Gas Turbine Combustors", NASA TN D-6410
- 46) 棚沢 泰, 中村建也 "ガスタービン用うず巻燃焼器", 内燃機関 Vol. 11, No. 118, 1972/1 p. 59
- 47) 大気汚染ハンドブック (4) 燃焼編, pp. 122-129, 大気汚染研究全国協議会第五小委員会編, コロナ社
- 48) G. Porter, 4th Symp. on Comb. p. 248 (1953)

航空宇宙技術研究所 TM-230 正誤表

	誤	正
23 頁 表 10		
1 行 1 列目	推力	推力 (kg)
1 行 3 列目	空燃比	燃空比

TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求 軽減法	1972年2月	大石 晃, 山中 龍夫 冠 昭 夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小川 敏雄, 甲斐 忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小川 敏雄, 甲斐 忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷 昭義, 川崎 純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能 試験	1972年5月	小野 幸一, 十河 弘 池 上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷 関 根 英 夫, 高 島 一 明 中 村 正 剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎 俊夫, 齋藤 秀夫 堀 武敏, 多田 保夫 林 洋一, 戸田 勸一 日下 和夫, 越出 慎一 地 恒 夫, 中井 孝男 築 田 甫 之, 菊 地 孝 高 橋 実, 東 久 保 正 年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤 枝 郭 俊, 十河 弘 川 崎 純 男, 中 村 公 昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差に よって生ずる飛しょう径路誤差の一考 察	1972年5月	大月 正男, 新宮 博 鈴 木 孝 雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性 試験	1972年7月	渋谷 昭義, 丸山 茂 川 崎 純 男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤 枝 郭 俊, 牧 野 健 川 崎 純 男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予 備実験	1972年7月	鈴木 邦男, 石井 浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川 行雄, 関 勝 美

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料230号

昭和47年7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
