

ディーゼル燃焼におけるパイロット噴射の効果\*  
(第2報, NO<sub>x</sub>・燃費の背反関係改善)石田 正 弘\*<sup>1</sup>, 陳 之 立\*<sup>2</sup>  
植木 弘 信\*<sup>1</sup>, 駱 貴 峰\*<sup>1</sup>Effect of Pilot Injection on Diesel Combustion  
(2nd Report, Improvement in Trade-Off between NO<sub>x</sub> and Fuel Consumption)Masahiro ISHIDA, Zhi-Li CHEN,  
Hironobu UEKI and Gui-Feng LUO

To reduce the level of exhaust emissions and to improve ignition characteristics, the effect of pilot injection was investigated in a turbocharged direct-injection diesel engine. As a result, it is found that the pilot injection shows some significant effects on reducing the ignition delay and on improving the trade-off relationship between NO<sub>x</sub> and fuel consumption. The improvement in the trade-off relationship by pilot injection is observed in both the low-cetane fuel and the high-quality fuel. This simultaneous reduction in NO<sub>x</sub> and fuel consumption is caused by a slow rate of pressure rise during the initial combustion which results in a higher mechanical efficiency and a lower cooling loss. In the short interval between pilot and main injection, a small amount of pilot injection is recommended to reduce both NO<sub>x</sub> and fuel consumption without increasing smoke.

**Key Words:** Diesel Engine, Pilot Injection, Exhaust Emission, Fuel Consumption, Exhaust Loss, Cooling Loss, Trade-Off Relationship

## 1. ま え が き

直接噴射式ディーゼル機関においては、周知のように NO<sub>x</sub> と微粒子を同時に低減することが困難であり、また将来、着火性の悪い低質の燃料を用いざるを得ない場合にはなおいっそうの困難さを伴う。燃料の噴射時期遅延によって大きな NO<sub>x</sub> 低減が得られ、また初期噴射率を抑制することでも NO<sub>x</sub> が低減されるが、前者によれば燃費を悪化させるし、後者によれば十分な低減が得られない<sup>(1)</sup>。ディーゼル機関における燃料噴射率パターンは、機関の性能および排気物質に顕著な影響を与えるから、これを最適に制御することは重要であり、その一つとして、最近再びパイロット噴射が注目されている。Shimada ら<sup>(2)</sup>、中北ら<sup>(3)</sup>、山木ら<sup>(4)</sup>、Shakal-Martin<sup>(5)(6)</sup>、Durnholtz ら<sup>(7)</sup>、Nehmer-Reitz<sup>(8)</sup> などによって、パイロット噴射あるいはスプリット噴射などの効果が調べられたが、パイロット噴射による NO<sub>x</sub> 低減効果は顕著でなく、特にパイロット噴射と主噴射の間隔が短い場合、主噴霧がパイロ

ット燃焼火炎と重なるためかえって排煙が増加することが、中北ら<sup>(3)</sup> によって指摘された。また、Tow ら<sup>(9)</sup> によって、微粒子および NO<sub>x</sub> の同時低減を目指した多分割噴射の最適噴射パターンが模索され、NO<sub>x</sub> 生成を抑制するには初期噴射率を抑えること、すなわち少量のパイロット噴射が適当であり、また、微粒子の生成を抑えるには、最終噴射はその直前の噴射とは期間を長く切り離れた高い噴射率が適当であることなど、基本的考え方が示された。

一方、パイロット噴射により積極的にすすの生成を減少させることを狙って、主噴射に近接したパイロット噴射相互の噴霧到達距離の時間依存性の相違を利用しながら、着火遅れ期間中に適切な噴霧粒径分布を形成することを目指したパイロットインゼクタが吉津ら<sup>(10)</sup> によって提案された。しかしながら、現在のところ、パイロット噴射の有用性ならびに機関性能に与える影響が、定量的に明確にされているとはいえない。

本研究では、ドッジプランジャ式パイロットインゼクタ<sup>(10)</sup> を直接噴射式過給ディーゼル機関に適用し、主噴射に近接したパイロット噴射が、機関の燃焼および排気物質に及ぼす影響を実験的に調べ、通常噴射に対するパイロット噴射の有用性を追求した。

著者らの第1報<sup>(11)</sup> で示した少量のパイロット噴射

\* 1994年3月17日 日本機械学会九州支部第47期総会講演会および平成6年8月17日 日本機械学会第72期全国大会講演会において講演、原稿受付 1995年2月13日。

<sup>1</sup> 正員、長崎大学工学部 (〒852 長崎市文教町1-14)。

<sup>2</sup> 正員、長崎大学大学院。

による着火遅れ短縮効果は、着火遅れの大きい低負荷運転時、着火性の悪い燃油を用いる場合、および上死点より遅い噴射時期において顕著であり、これは有用性の一つである。ここでは、第二の有用性としてパイロット噴射の着火遅れ短縮作用に基づく燃費低減効果、およびNO<sub>x</sub>と燃費の背反関係改善効果を明らかにする。なお、パイロット噴射に基づく燃費低減の要因を、燃焼履歴および排気損失、冷却損失、機械効率などの熱収支の観点から総合的に解析した。一方、パイロット噴射により排煙濃度が増加する傾向はあるが、パイロット噴射量を少量に調整することにより、排煙濃度の悪化を抑制できるし、また、通常噴射と同じ燃費を維持するならば、大幅な噴射時期遅延が可能となり、NO<sub>x</sub>レベルを大幅に低減できることを示す。

2. 実験装置および実験方法

供試機関は著者らの第1報<sup>(11)</sup>で用いたものと同じで、水冷四サイクル直接噴射式ターボ過給ディーゼル機関 [ボア 100 mm, ストローク 105 mm, 4 気筒, 圧縮比 16, 最大出力 95.6 kW (130 PS)/3 500 rpm : 三菱自動車工業(株)製 4 D 31-T 形] である。本実験では、特に機関性能の再現性を得るため、別途装着されたインタクーラを制御することにより、機関入口給気温度を一定に保った。また、供試燃油として表 1 に示すセタン指数 57 の自動車用軽油 (ADO 60), およびセタン指数 40 の低質軽油 (ADO 40) を用いた。

本実験では、ドッジプランジャ式パイロットインゼクタのパイロットと主噴射の分離間隔をクランク角で約 5° に設定し、一方、パイロット噴射量を変化するため、3 種のドッジプランジャシート径  $d_{DP}$  を 3.7, 3.4, 3.1 mm に選定した。機械回転速度 1 750 rpm の実験条件でのパイロット噴射量は、それぞれ 3.0, 4.7, 6.0 mg/st. であり、この場合の最少パイロット噴射量 3.0 mg/st. は全噴射量に対し、高負荷運転条件の場合

で約 7%, 低負荷の場合で約 12% である。用いた噴射ノズルは、噴孔径 0.26 mm, 噴孔数 5 であり、パイロットおよび主噴射の開弁圧はそれぞれ 18.5, 22.5 MPa である。なお、着火促進剤として、オクチルナイトレート C<sub>8</sub>H<sub>17</sub>ONO<sub>2</sub> (図中記号 XB) を使用した。

図 1 は本実験に用いた火炎温度計測システムを示す。本システムは文献(12)で用いられたシステムの拡張形で、傾斜先端形ライトパイプセンサ、光ファイバケーブル、4チャンネル光ファイバ温度計 (Accufiber 製 Model 100), 4チャンネル燃焼解析装置 (小野測器製 Model CB-467) およびワークステーション (HP-Model 715/33) で構成されている。Matsui ら<sup>(13)</sup>によって示された 2 色法を適用するに当たって、本研究では、950 nm および 800 nm の赤外 2 波長と、700 nm および 600 nm の可視 2 波長を選定した。

3. 実験結果および考察

3・1 機関性能に及ぼすパイロット噴射の影響

図 2 (a), (b) は良質軽油 ADO 60 を燃焼したときの、パイロット噴射による機関性能の変化を示す。図 2 (a) は低負荷の場合、図 2 (b) は高負荷の場合で、パラメータはドッジプランジャシート径すなわちパイロット噴射量である。横軸は主噴射開始時期  $\theta_{inj}$  であり、また図 2 の白丸印で示した通常噴射の場合の噴射開始時期を対応させた。図 2 において、 $\eta_m$  は機械効率で、正味平均有効圧と図示平均有効圧の比として定義した。 $T_e$  はタービン入口排気温度、 $P_{max}$  は最高筒内圧力、NO<sub>x</sub> は窒素酸化物排出率、 $D_s$  は排煙のボッシュ

Table 1 Properties of test fuels

Name of fuel	ADO60	ADO40	LCGO
Sp/Gr@15/4°C	0.8335	0.8914	
Viscosity cSt@50°C	2.42	2.92	3.10
C.C.R. wt%	0.01	0.36	0.22
Sulfur wt%	0.14	0.73	0.76
Net Calorific Value MJ/kg	42.91	42.04	42.04
Distillation °C			
I.B.P.	183.0	193.5	213.5
10%	219.5	236.5	247.0
50%	272.5	292.0	297.5
90%	326.0	351.0	353.5
E.P.	356.5	377.5	374.5
Cetane Index	57.1	40.1	35.6
C/H Ratio	6.39	7.32	

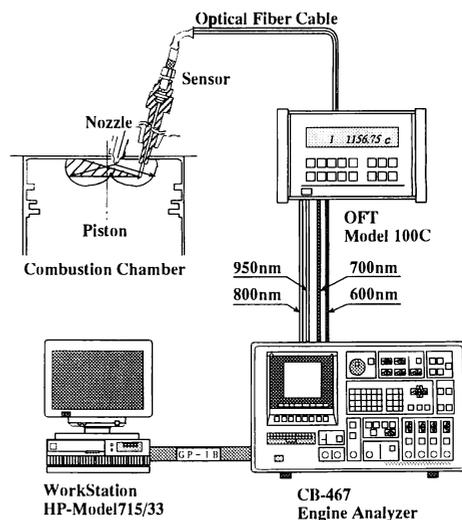


Fig. 1 Flame temperature measuring system

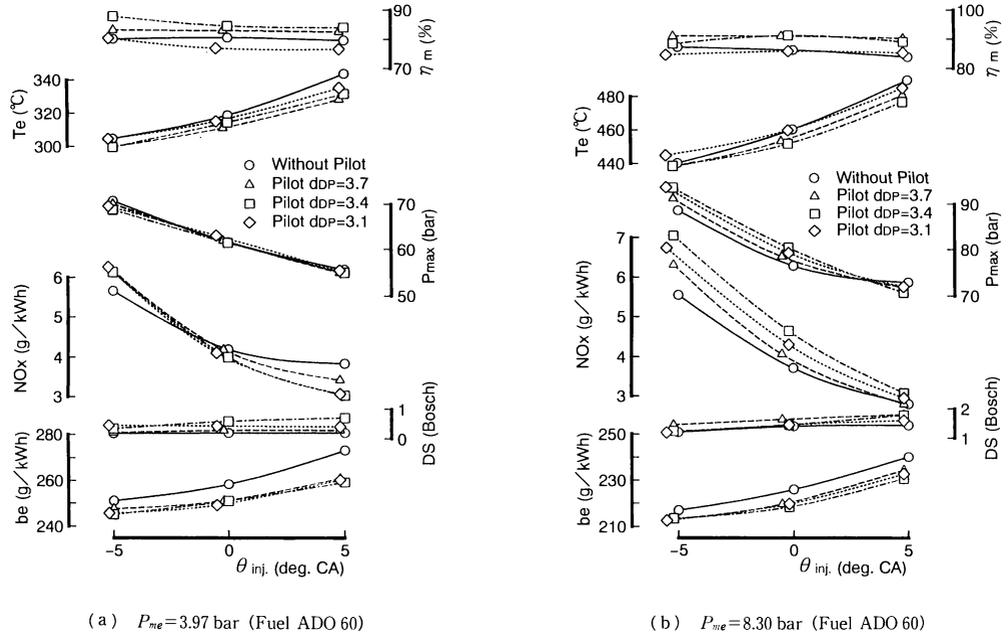
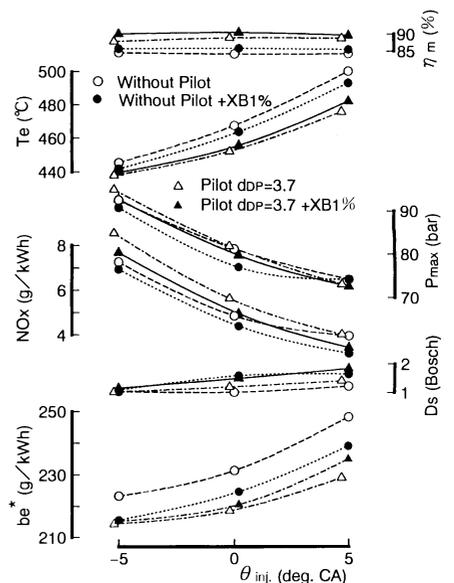


Fig. 2 Change in engine performance due to pilot injection

濃度, および  $b_e$  は正味燃料消費率である。同様に図3は, 低質軽油 ADO 40 を高負荷運転条件で燃焼したときの, 機関性能に及ぼすパイロット噴射の影響と合わせて着火促進剤添加の影響を示した。なお,  $NO_x$  濃度計測には, 減圧形化学発光法による計測器 (Yanaco 製 ECL-77 A) を用いた。図3の燃費  $b_e^*$  は, ADO 40 の発熱量を ADO 60 のそれに換算した値である。

パイロット噴射時の  $NO_x$  は, 通常噴射の場合と比べて高く, 高負荷では噴射時期を上死点後  $5^\circ$  まで遅延したときに同程度となり, また低負荷では上死点以後で低くなる。また, 排煙濃度もパイロット噴射によってやや増加している。これらの理由については3・5節で議論する。これらの図において注目すべきことは, パイロット噴射の場合, 図に示した噴射時期の範囲で燃費が顕著に低く, パイロット噴射量にはあまり依存しないことである。例えば, 最少パイロット噴射量の場合, 上死点後  $5^\circ$  において, 低負荷の場合 12 g/kWh, 高負荷では 6 g/kWh, 低質軽油の場合は高負荷であるにもかかわらず 19.5 g/kWh も低い。

これらの図において, パイロット噴射による排気温度  $T_e$  の顕著な低下であることから判断すると, 燃費のこの大きな低下は, 主として排気エネルギーの減少によるものと考えられる。すなわち, パイロット噴射により主噴射の着火遅れが短縮され, その分だけ燃焼が早い時期に終了することが, 排気温度の低下となっ

Fig. 3 Change in engine performance due to pilot injection (Fuel ADO 40,  $P_{me} = 8.30$  bar)

ている。燃費低下の第2の原因として, これらの図の上部に示すように, パイロット噴射の場合, 機械効率  $\eta_m$  が通常噴射の場合に比べて約5%改善されていることが挙げられる。ただし,  $d_{dp} = 3.1$  の場合, パイロット噴射の二次的噴射があるためか, あるいは実験誤差の

ためか、機械効率の改善が見られない。第三の原因として3・3節で述べるように冷却損失の低減が考えられる。

**3・2 機関性能に及ぼす着火促進剤の影響** 着火促進剤を用いて着火遅れを短縮した場合、予混合燃焼のピーク熱発生率が顕著に低下されることに基づくわずかなNO<sub>x</sub>の低減が得られるが、図3の黒丸印および黒三角印が示すように、噴射時期が遅いときに排煙濃度が顕著に増加する欠点を示す。着火遅れが短縮される点では着火促進剤とパイロット噴射は同等であるが、着火促進剤により着火は早くなっても燃焼完了時期が添加しない場合とあまり変わらないこと、すなわち、着火促進剤の場合パイロット噴射の場合より、燃焼期間が長くかつ拡散燃焼割合が大きいため、排煙濃度の増加要因と考えられる。このことは、図3の排気温度  $T_e$  が着火促進剤によってわずかしき低下しないことから推定できる。また、着火促進剤による機械効率の改善効果は小さい。

**3・3 燃費低減要因解析** 図4(a)~(c)は、通常噴射に対するパイロット噴射の相対的燃費低下率  $\Delta b_e$  [%] を、また図5(a)~(c)は排気損失低減割合  $\Delta(T_e - T_o)$  [%]、図6(a)~(c)は冷却損失低減割合  $\Delta Q_c$  [%] を示す。各図(a)はADO 60の低負荷、(b)はADO 60の高負荷、(c)はADO 40の高負荷の場合をそれぞれ示した。なお、パイロット噴射と通常噴射の相対的差を求めるのに、パイロット噴射と通常噴射の開始時期が同じ場合の差を取ることも考えられるが、パイロット噴射はあくまで付加的なものであり、機関性能はパイロットの主噴射が支配的であると考

え方から、これらの図ではパイロットの主噴射と通常噴射の開始時期が、ほぼ同じ場合の実験結果相互の差を求めた。いずれの場合にも、着火時期のばらつきに基づく機関性能の相違が含まれている。

熱収支の観点からすれば、燃費の低下、換言すれば正味熱効率の増加は排気損失の低下、および冷却損失の低下に基づくはずである。また、パイロット噴射により着火遅れが短縮され、主燃焼開始時期が早くなれば、それに対して燃焼終了時期が早くなり、排気損失が減少することは当然のことである。したがって、図5(a)~(c)において明らかなように、噴射時期が遅いほど、低負荷ほど、また、低質軽油ほどパイロット噴射による着火遅れ短縮効果が大きいから、排気損失の低下割合が大きい。

冷却損失の算定のため、主機冷却水の流量および機関出入口温度を計測した。機関本体に内蔵されたオイルクーラが主機冷却水によって冷却されるので、機関損失の一部は冷却損失の一部として含まれることになる。出入口温度差は小さく、実験値相互の微小差を求めため、データの散らばりは避けられないにもかかわらず、図6(a)~(c)はいずれの場合も、パイロット噴射により冷却損失が低減される傾向を示している。すなわち、ADO 60の場合には、 $P_{me}$  および噴射時期によらず、 $d_{DP}$  が3.4 mmで冷却損失低減率は極小になり、 $d_{DP}$  が3.1 mmのパイロット噴射量最大ときにその低減率は最大になる。なお、図6(c)のADO 40では、冷却損失低減率が過少評価されているようであるが、やはり  $d_{DP}$  =3.1 mmで冷却損失低減率は最大になる。したがって、いずれの条件の場合も、

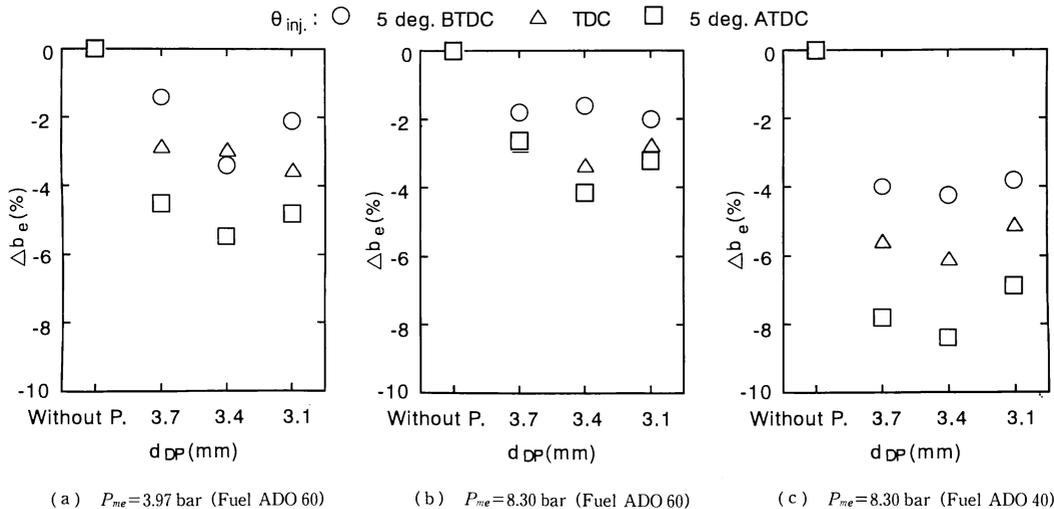


Fig. 4 Reduction of fuel consumption due to pilot injection

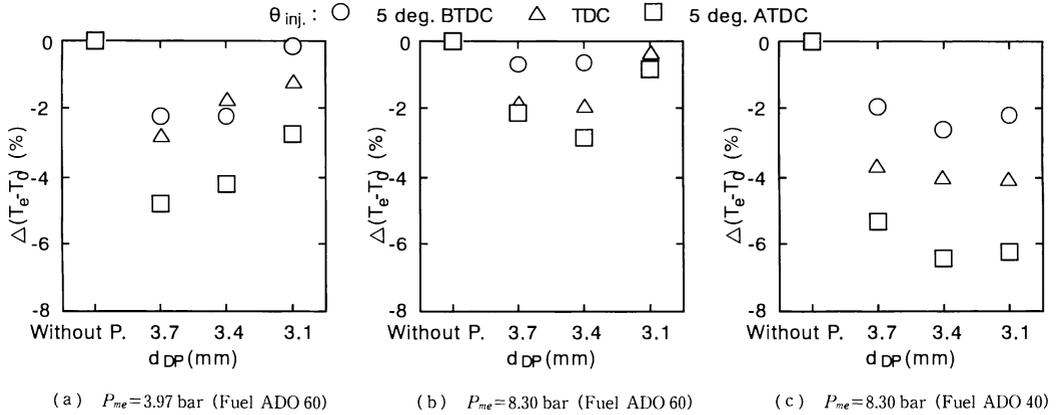


Fig. 5 Reduction of exhaust loss due to pilot injection

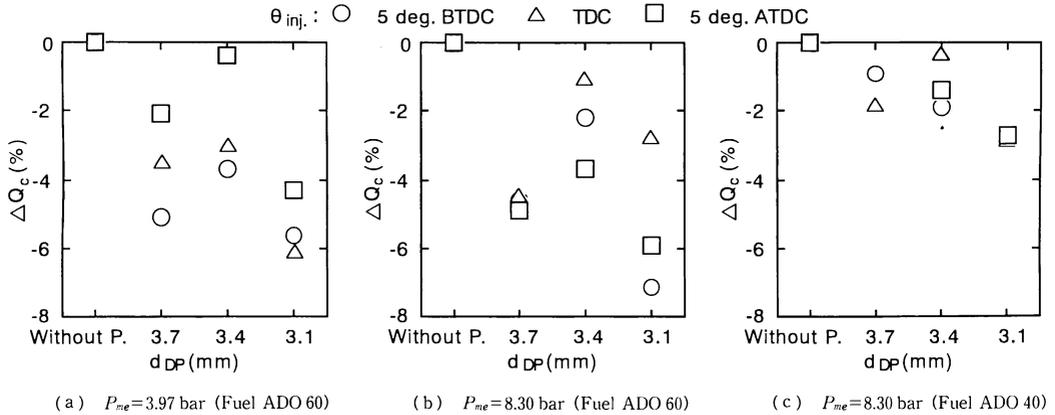


Fig. 6 Reduction of cooling loss due to pilot injection

ある一定のパイロット噴射量を超えると、冷却損失の低減効果が著しくなると思われる。

パイロット噴射によって着火が早まり、最高燃焼圧力が増大することは、機械損失の低減にとって負の要因であるが、図2および図3に示したように、少量のパイロット噴射で機械効率が約5%上昇することは注目に値する。パイロット噴射による着火遅れ短縮効果により、燃焼初期の圧力上昇が緩やかになることによって、ピストンやその他の機関部分の振動が低減されること、また、筒内流動の乱れや衝撃的圧力波が弱くなって、筒内燃焼ガスからシリンダライナへの熱伝達が減少することなどが、機械損失や冷却損失の低下要因として考えられる。

**3.4  $\text{NO}_x$ ・燃費の背反関係改善** 図7(a), (b)は、パイロット噴射による良質軽油の $\text{NO}_x$ ・燃費背反関係を示す。図7(a)は低負荷の場合、(b)は高負荷の場合で、それぞれにおいて実線は通常噴射の場合、

他は三とおりのパイロット噴射の場合である。いずれのパイロット噴射量によってもほぼ同様に背反関係の改善がなれており、特に低負荷において改善効果は顕著である。4.5 g/kWhの同一 $\text{NO}_x$ レベルで比較すると、最少パイロット噴射量するとき、低負荷では6.0 g/kWh、高負荷では3.5 g/kWhだけ通常噴射より燃費が低い。

図8はパイロット噴射および着火促進剤による低質軽油の $\text{NO}_x$ ・燃費背反関係改善結果を示す。低質軽油の場合、高負荷においてすら、背反関係が顕著に改善されており、4.5 g/kWhの同一 $\text{NO}_x$ レベルで10.0 g/kWhの燃費低減になっている。また、着火促進剤を1%添加することによっても、ほぼ同等の背反関係改善が達成されている。また、この改善された背反関係は、良質軽油の通常噴射の場合の関係とほぼ一致している。3.3節で述べたように、この燃費低減はパイロット噴射に基づく燃焼初期の緩やかな圧力上昇に起因

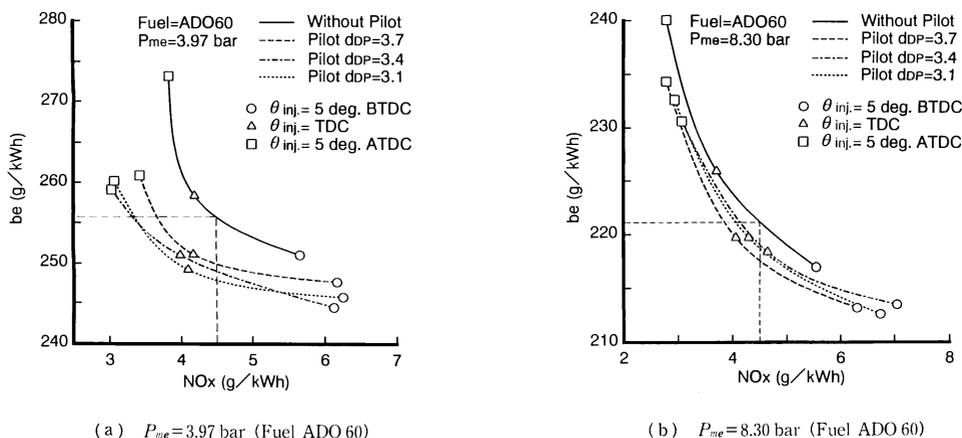


Fig. 7 Improvement of trade-off between NO<sub>x</sub> and fuel consumption due to pilot injection

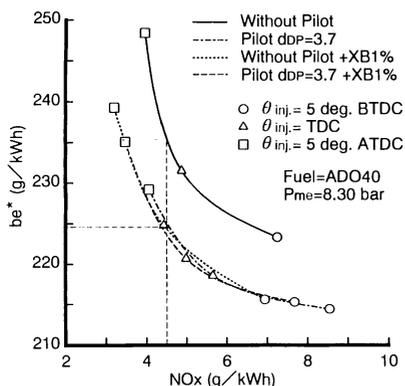


Fig. 8 Improvement of trade-off between NO<sub>x</sub> and fuel consumption due to pilot injection or ignition improver (Fuel ADO 40, P<sub>me</sub>=8.30 bar)

している。良質軽油より低質軽油、また高負荷より低負荷で背反関係の改善度が大きいことは、著者らの第1報<sup>(11)</sup>で示した着火遅れ短縮度と密接に関係している。

**3.5 NO<sub>x</sub>および排煙に関する考察** 光ファイバ温度計を用いて、赤外2色法により計測した火炎温度、およびすす濃度を代表するKL値を図9に示す。図9(a)は通常噴射の場合、(b)はパイロット噴射の場合で、噴射時期を変化したときの筒内圧力、熱発生率、針弁リフト、火炎温度およびKL値の時間履歴を示した。

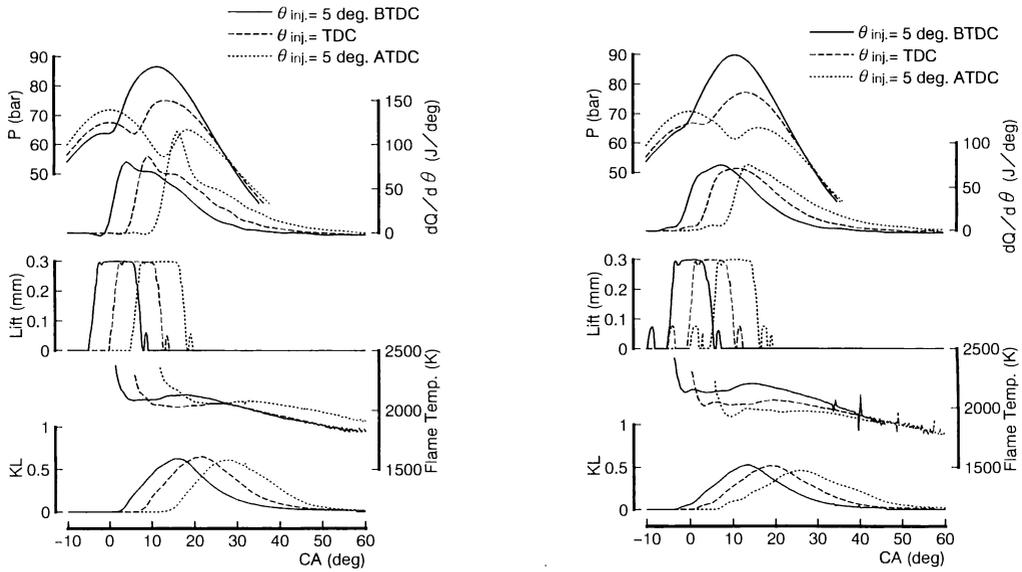
供試機関はターボ過給機関であるから、噴射時期を遅延した場合に、圧縮行程の筒内圧力が高くなるのは当然であるが、通常噴射では予混合燃焼のピーク熱発生率が顕著に増加し、一方、パイロット噴射では予混合燃焼は顕著でなく、ピーク熱発生率がほとんど変わ

らない。図2および図3に示したNO<sub>x</sub>において、噴射時期遅延によるNO<sub>x</sub>低下率が通常噴射よりパイロット噴射において大きいことは、上述の熱発生率の変化過程の違いに基づいている。すなわち、図9の火炎温度の計測値が示すように、パイロット噴射の場合は、火炎温度が噴射時期遅延とともに順番に低下しているのに対し、通常噴射の場合は上死点後5°において、上死点の場合より火炎温度が上昇していることが原因である。

図2および図3に示した排煙濃度について、パイロット噴射の影響を通常噴射の場合と比較すると、噴射時期を遅延するほど、パイロット噴射により排煙濃度がいくぶん増加する。中北ら<sup>(9)</sup>によって示されたように、本実験のパイロット・メイン噴射間隔は短いので、パイロット燃焼火炎と主噴霧の重なりによって、すすの生成が増加することが考えられる。もし仮にそのことに原因があるとしても、噴射時期が上死点前5°の場合に排煙濃度の増加がわずかであることから判断すると、この重なりに基づくすすの増加は小さいはずである。

本実験で用いた過給機関においては、通常噴射の場合、噴射時期を遅延しても排煙濃度はほとんど増加していない。図9(a)に示すように、噴射時期を遅延すると、特に上死点以後の噴射時期において、着火遅れが増加して予混合燃焼割合が顕著に増加し、拡散燃焼割合が減少している。拡散燃焼割合の減少がすすの生成を低減し、また、ターボ過給に基づく空気量の増大によって排煙濃度が希釈されたものと考えられる。

一般に、噴射時期遅延によって火炎温度が低くなると、すすの相対的濃度KL値は増加するといわれているが、本実験の場合、図9(a)および図9(b)に示す



(a) Without pilot

(b) Pilot

Fig. 9 Comparison of combustion time-history (Fuel ADO 60,  $P_{me}=8.30$  bar)

ように、火炎温度が低下しているにもかかわらず、 $KL$  値のピーク値はほぼ同じ値を示している。すすの生成・酸化モデル<sup>(14)</sup>によれば、すすの生成率は、拡散燃焼率および火炎温度に依存し、一方、すすの酸化率は火炎温度、すす粒子径および酸素分圧に依存する。さらに、スワールやスキッシュの影響に基づく噴霧相互の干渉のため<sup>(15)</sup>、すすの生成過程は複雑になり、図9に示した燃焼室内火炎領域の一部分における  $KL$  値の計測結果だけでは、筒内全体のすすの生成過程の評価は困難である。しかるに、図2および図3に示された排煙濃度の計測値は、この  $KL$  値の最終過程におけるレベルと相関づけられた。すなわち、図9に示された  $KL$  値は、すすの生成率から酸化率を差引いた値、換言すれば、すすの正味残存量と密接に関連していることを示している。

ここで用いたパイロットインゼクタにおいて、排煙あるいは排気微粒子を低減するには、第3の技法、例えば Konno ら<sup>(16)</sup>によって提案された CCD システムとか、あるいは Tow ら<sup>(9)</sup>によって提案された適切な第3の噴射などを適用して、燃焼過程後期において強いかく乱を付加することが必要であろう。

#### 4. む す び

本研究では、ドッジプランジャ式パイロットインゼクタの第2の有用性として、主噴射に近接した少量のパイロット噴射の着火遅れ短縮作用に基づく、燃費低

減効果および  $NO_x$ ・燃費背反関係改善効果を示した。すなわち、パイロット噴射に基づく燃焼初期の緩やかな圧力上昇に起因した機械効率向上、および冷却損失低減ならびに排気損失低減などによって、燃費および  $NO_x$ ・燃費背反関係が改善されることを明らかにした。着火促進剤によっても同様の効果が得られるが、排煙濃度の増加が顕著であり、パイロット噴射が優れていることを示した。なお、加えて排気微粒子を低減するには、パイロット噴射のほか燃焼後期をかく乱する第3の技法が必要であることを付記した。

終わりに、本研究の基本となるパイロットインゼクタを提供していただいた(株)ゼクセルの吉津文嗣氏に、実験に協力いただいた増田和彦氏 [当時:長崎大学大学院, 現:ダイハツディーゼル(株)]に、また供試燃油についてはモービル石油(株)、着火促進剤については協和発酵(株)の関係各位に謝意を表す。

#### 文 献

- (1) 例えば、石田・ほか3名, 機論, 60-575, B(1994), 2592.
- (2) Shimada, T., ほか2名, SAE Paper, No. 891919(1989).
- (3) 中北・ほか4名, 機論, 59-559, B(1993), 892.
- (4) 山木・ほか3名, 第11回内燃機関シンポジウム講演論文集, (1993), 1.
- (5) Shakal, J. S. and Martin, J. K., SAE Paper, No. 940667 (1994).
- (6) Shakal, J. S. and Martin, J. K., SAE Paper, No. 940903 (1994).
- (7) Durnholtz, M., ほか2名, SAE Paper, No. 940674(1994).
- (8) Nehmer, D. A. and Reitz, R. D., SAE Paper, No. 940668

- (1994).
- (9) Tow, T. C., ほか2名, *SAE Paper*, No. 940897(1994).
- (10) 吉津・中山, 機論, 59-559, B(1993), 880.
- (11) 石田・ほか3名, 機論, 61-590, B(1995), 3518.
- (12) 石田・ほか5名, 機論, 58-555, B(1992), 3482.
- (13) Matsui, Y., ほか2名, *SAE Paper*, No. 800970(1980).
- (14) Morel, T., ほか1名, *SAE Paper*, No. 860445(1986).
- (15) 石田・ほか4名, 機論, 60-573, B(1994), 1845.
- (16) Konno, M., ほか2名, *SAE Paper*, No. 920467(1992).
-